



ACADEMIA DA FORÇA AÉREA

“Caracterização do sistema de propulsão do UAS ANTEX-X02”

André Filipe Alves Pereira

Aspirante a Oficial-Aluno, Piloto Aviador, 137728-A

Dissertação para a obtenção do Grau de Mestre em
Aeronáutica Militar
Especialidade de Piloto Aviador

Júri

Presidente:	Cor/EngAer José Manuel Freitas Santiago
Orientador:	Cap/EngAer Luís Filipe da Silva Félix
Coorientadores:	Cap/TMAEq Paula Alexandra Veiga Gonçalves Ten/EngAer Bruno Jorge Pereira Cadete
Vogal:	Cap/EngAer Ricardo Alexandre Fernandes Machado

Sintra, março de 2015

Este trabalho foi elaborado no âmbito curricular, durante a frequência no Curso de Pilotagem Aeronáutica. As opiniões do autor, expressas com total liberdade acadêmica, reportam-se ao período em que foram redigidas, ainda que possam não representar a doutrina sustentada pela Academia da Força Aérea.

Agradecimentos

Gostaria de começar por agradecer ao meu Orientador, o Sr. Capitão Félix pela ajuda prestada, conhecimento partilhado e pela preocupação demonstrada em retirar o máximo proveito desta dissertação, procurando incessantemente opções que valorizassem o resultado final deste trabalho. À minha Coorientadora, Sra. Capitão Gonçalves, gostaria de deixar o meu reconhecimento e especial apreço por todo o apoio, em especial no arranque dos testes práticos, mostrando total disponibilidade para dar o seu contributo, mesmo enquanto frequentava o Curso de Promoção a Oficial Superior. Agradeço ainda ao Sr. Tenente Cadete, meu Coorientador, por toda a disponibilidade e ajuda concedida no desenrolar desta tese, bem como, pelas inúmeras vezes que me recebeu na Direção de Engenharia e Programas, onde fui sempre motivado e incitado a fazer mais e melhor. Aos Srs. Sargento-Chefe Bandeiras, Sargento-Ajudante Mendes e Sargento-Ajudante Santos, o meu muito obrigado pelo apoio dado no decorrer da parte prática, e pela incansável disponibilidade demonstrada.

O meu eterno agradecimento aos meus camaradas de curso pelo convívio, não esquecendo os momentos de distração proporcionados que inúmeras vezes serviram de escape para as contrariedades sentidas durante a elaboração desta dissertação. Um agradecimento especial ao Silva, ao Maia e ao Perestrelo por me terem acompanhado nesta longa jornada lembrando, a todo o momento, o significado da camaradagem e espírito de entreaajuda.

Aos meus pais, muito obrigado por tudo, não só pelo apoio incondicional dado ao longo da realização deste trabalho mas sobretudo por me aconselharem ao longo de toda a minha vida, por me terem ensinado a ser o homem que sou hoje e me terem ajudado a encontrar o meu caminho, pois sem vós, eu jamais estaria na Força Aérea. Obrigado também à minha irmã por ser tão atenciosa comigo, mesmo quando não tinha tempo para ela. Um agradecimento muito especial à Ana, a minha namorada, por me apoiar, incondicionalmente, em todas as decisões como uma verdadeira companheira o faz. Aos meus avós, que sempre me quiseram ajudar, obrigado. E por último, a ti meu velho e bom amigo Francisco, obrigado por me aturares, sobretudo nesta fase complicada... És o maior!

A todos os que referi e aos outros que por lapso não mencionei e que direta ou indiretamente me apoiaram e ajudaram a trilhar este caminho, o meu muito obrigado, pois parte desta dissertação e dos sucessos alcançados ao longo da minha vida só foi possível graças à vossa preciosa ajuda.

Resumo

Está provado que os Recursos Humanos são o elemento fulcral de uma operação. Partindo desse pressuposto, e acompanhando a evolução galopante dos meios tecnológicos, tem-se vindo a assistir a uma mudança de procedimentos, na qual as tripulações outrora operando a bordo das aeronaves e correndo riscos de segurança desnecessários e acrescidos, mantêm atualmente e de forma remota, o controlo das plataformas. É nesta sequência que surge o conceito de Sistemas Aéreos Não Tripulados (UAS), tratando-se de um conjunto de estações em terra que efetuam o controlo das aeronaves atuando em conformidade com outros elementos. Atualmente, na Força Aérea (FA), o Centro de Investigação da Academia da Força Aérea (CIAFA), realiza investigação em tecnologia para estes sistemas, fabricando e operando os seus protótipos.

Os sistemas propulsores assumem um papel preponderante no desempenho dos UAS, uma vez que é graças a estes que as aeronaves conseguem a velocidade necessária para vencer a força da gravidade e voar. Deste modo, a escolha de um bom sistema propulsor aliado ao conhecimento da sua caracterização é a chave para o sucesso da missão. Foi para averiguar a caracterização dos sistemas propulsores operados no UAS ANTEX-X02 Alfa Extended, da FA, que foram realizados ensaios e determinadas as suas características. Procurou-se caracterizar os sistemas propulsores em termos de impulso gerado e consumo específico e concluiu-se que o melhor hélice para cada motor é:

- Toni Clark- Zenoah Titan ZG20: 16x8 da APC
- Toni Clark- Zenoah Titan ZG26SC: 16x8L da MENZ-S
- 3W- 3w 28i: 18x10 da GRAUPNER

Observou-se ainda que o melhor regime de operação para cada motor com o respetivo hélice, tendo em conta o menor consumo específico, é:

- Toni Clark- Zenoah Titan ZG20- 6000 RPM
- Toni Clark- Zenoah Titan ZG26SC- 7200 RPM
- 3W- 3w 28i- 7200 RPM

Para facilitar e uniformizar os procedimentos foi elaborado um manual com instruções sucintas para a operação de cada motor.

Ainda nesta dissertação, foi estudada a aplicabilidade do método *The Bootstrap Approach* ao Alfa Extended, que permite uma análise do desempenho da plataforma, num ambiente de operação real (em voo), revelando-se uma vantagem face aos testes em túnel de vento.

Por fim, sendo o Alfa Extended uma plataforma aérea, existe todo o interesse em operá-la em conformidade com a legislação, não descorando a segurança da operação. Deste modo, reviu-se a legislação existente no que respeita à aeronavegabilidade e que é aplicada neste tipo de aeronave.

Palavras-chave: Aeronavegabilidade, Caracterização de Sistemas Propulsores, Força Aérea, Hélice, Desempenho, UAS ANTEX-X02 Alfa Extended.

Abstract

Human resources are increasingly becoming the most valuable element in an operational system. With the advancement of technology, many crews, which were once onboard an aircraft, are now becoming based on land, thus not running the same safety risks, and being capable of maintaining control of these remotely. This leads to the concept of unmanned aircraft systems (UAS). This is a control system made up of a set of ground stations and other elements and not only the aircraft itself. In the Portuguese Air Force (FA) the research, manufacture and operation of those is a responsibility of the Air Force Academy Research Center.

The propulsion systems may be considered the heart of the UAS, since it is due to these that aircraft defy gravity and fly. The choice of a good propulsion system is essential to the success of a mission as is knowledge of its specifications. As a result, tests have been developed to determine the characteristics of FA's UAS ANTEX-X02 Extended Alpha propulsion systems: of which there are three and their respective propellers. As a result, tests were performed to characterize the propulsion systems in terms of generated thrust and specific fuel consumption. In conclusion, the best propeller engine was determined in each case:

- Toni Clark- Zenoah Titan ZG20: 16x8 from APC
- Toni Clark- Zenoah Titan ZG26SC: 16x8L from MENZ-S
- 3W- 3w 28i: 18x10 from GRAUPNER

The best operational system for each engine with the respective propeller was also observed, taking into account the lowest specific fuel consumption:

- Toni Clark- Zenoah Titan ZG20- 6000 RPM
- Toni Clark- Zenoah Titan ZG26SC- 7200 RPM
- 3W- 3w 28i- 7200 RPM

A small manual with brief operating instructions for each engine was provided in order to facilitate and standardize procedures.

During this thesis, it was also studied the “The Bootstrap Approach” method applicability on the Alfa Extended, which enables performance analysis to the

platform in an operating environment (flight), revealing an advantage over the tests in the wind tunnel.

Finally, as the Alfa Extended is an aerial platform, there is every interest in its operation according to the law, whilst bearing in mind safety parameters. Hence, a revision of the legislation extant regarding airworthiness was undertaken along with its capability in being applied in this type of aircraft.

Keywords: Portuguese Air Force, UAS ANTEX-X02 Alfa Extended, Propulsion Systems Characterization, Performance, Propeller, Airworthiness.

Índice

Agradecimentos.....	iii
Resumo	v
Abstract	vii
Índice de Figuras	xiii
Índice de Tabelas	xvii
Lista de Abreviaturas e Símbolos	xix
Glossário	xxi
1 Introdução.....	1
1.1 Contextualização dos Sistemas Propulsores Aplicados ao UAS ANTEX-X02 ...	1
1.2 Motivação	2
1.3 Objetivos	2
1.4 Âmbito	3
1.5 Metodologia.....	3
1.6 Estrutura da Dissertação	6
2 Revisão Literária.....	9
2.1 Os UAS no Mundo, na FA e o ANTEX-X02	9
2.1.1 UAS no Mundo.....	10
2.1.2 UAS na FA	11
2.1.3 ANTEX-X02 Alfa Extended	11
2.1.4 Desenvolvimento Científico na FA	13
2.2 Certificação dos Sistemas de Propulsão dos UAS.....	13
2.2.1 Documentação Existente	14
2.2.2 Enquadramento do Trabalho Desenvolvido na Temática da Certificação..	15
2.3 Sistemas Propulsores nos UAS	20
2.3.1 Motor Elétrico	21
2.3.2 Motor Alternativo	22

2.3.3 Hélices	30
3 Sistemas Propulsores no ANTEX-X02 Alfa Extended	41
3.1 Motor Toni Clark- Zenoah Titan ZG20.....	41
3.1.1 Hélices	43
3.2 Motor Toni Clark- Zenoah Titan ZG26SC.....	44
3.2.1 Hélices	46
3.3 Motor 3w 28i.....	46
3.3.1 Hélices	49
3.4 Motor Hacker A60-18M	49
4 Análise em Túnel de Vento.....	51
4.1 Metodologia dos Testes	51
4.2 Instrumentação.....	52
4.2.1 Sensor de RPM.....	52
4.2.2 Fonte de Alimentação	53
4.2.3 Controlador de Motor	54
4.2.4 Sensor de Torque e Força	55
4.2.5 Amplificador de Sinal	55
4.2.6 Sensor de Temperatura	56
4.2.7 Sensor de Consumo Instantâneo.....	57
4.2.8 Osciloscópio.....	58
4.2.9 Contador de Frequências.....	58
4.3 Planeamento e Preparação dos Ensaios	59
4.3.1 Análise dos Hélices.....	59
4.3.2 Análise dos Motores Alternativos	61
4.5 Resultados e Discussão.....	62
4.5.1 Força Propulsora e Torque	63
4.5.2 Coeficiente de Torque e Rendimento.....	66

4.5.3 Temperatura da Cabeça do Cilindro e Consumo de Combustível	71
4.5.4 Consumo Específico	74
5 Análise em voo - <i>The Bootstrap Approach</i>	77
5.1 Metodologia a aplicar	78
5.2 Aplicação ao Alfa Extended	85
6 Conclusões.....	87
6.1 Trabalhos Futuros	89
7 Bibliografia.....	91
Anexo A	A-1

Índice de Figuras

Figura 1:	Principais temáticas da Dissertação de Mestrado	3
Figura 2:	Metodologia dos testes de ensaio em túnel de vento	4
Figura 3:	Metodologia no que concerne à legislação aeronáutica	5
Figura 4:	Metodologia aplicada no método <i>The Bootstrap Approach</i>	5
Figura 5:	Metodologia na criação do manual de operação dos três motores	6
Figura 6:	Esquematização do modelo Alfa Extended [cm] (GONÇALVES, 2014)	12
Figura 7:	Payload do Alfa Extended (CIAFA, 2013)	12
Figura 8:	Exemplo de como encontrar a publicação correspondente a determinada energia cinética (neste caso específico para a descida não premeditada) (EASA, 2009)	17
Figura 9:	Quadro das publicações em função da Energia Cinética para o caso de perda de controlo (EASA, 2009)	19
Figura 10:	Esquema de três exemplos distintos de sistemas propulsores de UAV (AUSTIN, 2010)	20
Figura 11:	Princípio de funcionamento do motor elétrico (NETTO, 2011)	21
Figura 12:	Esquema ilustrativo de motor alternativo (COSTA, et al., 2009) e respetiva legenda (CADETE, B., 2013)	23
Figura 13:	Ciclo Teórico de <i>Otto</i> (CADETE, B., 2013)	24
Figura 14:	Ciclo Real dos motores a quatro tempos (LAPLACE, 2009)	24
Figura 15:	Posições do Pistão ao longo do Ciclo de Otto (U.S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION, 2012)-Editado	25
Figura 16:	Esquema de motor a dois tempos (COSTA, et al., 2009)-Editado	27
Figura 17:	Componentes móveis de motor a quatro tempos VS dois tempos (ALFRED, et al., 2012) –Editado	27
Figura 18:	Ilustração de corte do cilindro (ALFRED, et al., 2012)- Editado	28
Figura 19:	Funcionamento dos motores a dois tempos (ALFRED, et al., 2012)	29
Figura 20:	Hélice e respetiva legenda (THAI TECHNICS, 2002)-Editado	31
Figura 21:	Dois exemplos dos diferentes ângulos de caracterização do hélice (U.S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION, 2012) (JEPPESEN, 2001)	31

Figura 22: Diferentes ângulos de pá (passo fino e passo grosso) (JEPPESEN, 2001)	32
Figura 23: Ângulo de ataque da pá (VORKOETTER, 2002).....	32
Figura 24: Ângulo do hélice (CADETE, 2013)	32
Figura 25: Redução de TAS e aumento da RPM (JEPPESEN, 2001)	33
Figura 26: Gráfico de Eficiência do Hélice para um hélice de passo variável (JEPPESEN, 2001)	34
Figura 27: Representação da força propulsora (<i>Thrust</i>) (U.S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION, 2012)	34
Figura 28: Representação das forças aplicadas no hélice (U.S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION, 2012)- Editado.....	35
Figura 29: Coeficiente de Impulso (C_T) em função da Razão de Avanço (J) (MCCORMICK, 2007).....	36
Figura 30: Coeficiente de Potência (C_P) em função da Razão de Avanço (J) (MCCORMICK, 2007).....	37
Figura 31: Gráfico de rendimento do hélice (η) em função do passo (J) (MCCORMICK, 2007).....	38
Figura 32: Representação do passo (CADETE, 2013).....	38
Figura 33: Motor Toni Clark- Zenoah Titan ZG20 (TONI CLARK, 2013)	41
Figura 34: Motor Toni Clark- Zenoah Titan ZG26SC (TONI CLARK, 2013)	44
Figura 35: Motor 3W- 3w 28i (3W, 2012).....	46
Figura 36: Gerador acoplado ao motor 3W (UAV FACTORY, 2008).....	47
Figura 37: Vela de ignição colocada na cabeça do cilindro, local de aplicação do sensor térmico	48
Figura 38: HACKER A60-18M (HACKER, 2014).....	49
Figura 39: Variador usado com o motor HACKER A60-18M.....	50
Figura 40: Instalação e validação de funcionamento do Sensor Ótico	53
Figura 41: TTI EL302D <i>DUAL POWER SUPPLY</i> existente no CIAFA.....	54
Figura 42: Controlador de motores adotado para os Testes	54
Figura 43: Diferentes ângulos de visão do sensor de força/torque.....	55
Figura 44: Amplificador calibrado para aumentar o sinal de saída do sensor de Força/Torque 1000 vezes.....	56
Figura 45: Teste de validação ao sensor de força/torque e do amplificador.....	56

Figura 46: Termopar, instrumento de conversão para graus <i>Celsius</i> e aplicação em motor	57
Figura 47: Sensor de consumo instantâneo e o respetivo documento de calibração	58
Figura 48: Osciloscópio TEKTRONIX TDS 2014.....	58
Figura 49: HP 53181A 225 MHz <i>Frequency Counter</i>	59
Figura 50: Sistema propulsor elétrico com ambos os sensores instalados	60
Figura 51: Sistema propulsor elétrico pronto a ser operado, com todos os sensores operacionais.....	60
Figura 52: Motor 3W na fuselagem de aplicação no banco de ensaio e sensor de consumo instantâneo numa superfície não suscetível a vibrações	61
Figura 53: Bancada de ensaios dos motores alternativos com determinação de temperatura e consumo dos mesmos	62
Figura 54: Força Propulsora [N] e Torque [Nm] dos hélices correspondentes ao motor ZG20 e respetivo torque máximo deste.....	63
Figura 55: Força Propulsora [N] e Torque [Nm] dos hélices correspondentes ao motor ZG26 e respetivo torque máximo deste.....	64
Figura 56: Força Propulsora [N] e Torque [Nm] dos hélices correspondentes ao motor 3W e respetivo torque máximo deste.	65
Figura 57: Aproximação polinomial de 2º grau do coeficiente de torque dos hélices do ZG20	67
Figura 58: Aproximação polinomial de 2º grau do coeficiente de torque dos hélices do ZG26	68
Figura 59: Aproximação polinomial de 2º grau do coeficiente de torque dos hélices do 3W	68
Figura 60: Gráfico do Rendimento de cada Hélice em função da Razão de Avanço para o motor ZG20	69
Figura 61: Gráfico do Rendimento de cada Hélice em função da Razão de Avanço para o motor ZG26	69
Figura 62: Gráfico do Rendimento de cada Hélice em função da Razão de Avanço para o motor 3W	70
Figura 63: Gráficos de consumo instantâneo [l/h] e temperatura [°C] em função das RPM para o motor ZG20 com o hélice 16x8 APC.....	71

Figura 64: Gráficos de consumo instantâneo [l/h] e temperatura [°C] em função das RPM para o motor ZG26 com o hélice 17x8L MENZ-S	72
Figura 65: Gráficos de consumo instantâneo [l/h] e temperatura [°C] em função das RPM para o motor 3W com o hélice 18x10 GRAUPNER	73
Figura 66: Consumo específico [kg/kW.h] em função das RPM para o Hélice 16x8 APC- Motor ZG20	74
Figura 67: Consumo específico [kg/kW.h] em função das RPM para o Hélice 17x8L MENZ-S- Motor ZG26.....	74
Figura 68: Consumo específico [kg/kW.h] em função das RPM para o Hélice 18x10 GRAUPNER- Motor 3W	75
Figura 69: Esquematização do método <i>The Bootstrap Approach</i>	78
Figura 70: Modo de determinação de C_{D0} e e	80
Figura 71: Modo de determinação de b	81

Índice de Tabelas

Tabela 1: Coeficientes do polinómio de 2º grau para cálculo de CQ em função de J para o ZG20	66
Tabela 2: Coeficientes do polinómio de 2º grau para cálculo de CQ em função de J para o ZG26	67
Tabela 3: Coeficientes do polinómio de 2º grau para cálculo de CQ em função de J para o 3W	67

Lista de Abreviaturas e Símbolos

3W	3W- 3w 28i
AAN	Autoridade Aeronáutica Nacional
AFA	Academia da Força Aérea
Alfa Extended	ANTEX-X02 Alfa Extended
ANTEX-X02	ANTEX-X02 Alfa Extended
CIAFA	Centro de Investigação da Academia da Força Aérea
EASA	European Aviation Safety Agency
E_c	Energia Cinética
FAA	<i>Federal Aviation Administration</i>
FA	Força Aérea
FEUP	Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto
Hz	Hertz
INAC	Instituto Nacional de Aviação Civil
IST	Instituto Superior Técnico
Kv	Rotações por volt
NATO	North Atlantic Treaty Organization
RPM	Rotações por minuto
RPS	Rotações por segundo
SANT	Sistema Aéreo não Tripulado
SFC	Consumo específico de combustível
TAS	<i>True airspeed</i>
UAS	<i>Unmanned Aerial System</i>
UAV	<i>Unmanned Aerial Vehicle</i>
VANT	Veículo Aéreo Não Tripulado
ZG20	Toni Clark- Zenoah Titan ZG20
ZG26	Toni Clark- Zenoah Titan ZG26SC

Glossário

3ª Lei de Newton:

Para cada ação há uma reação de sentido contrário com a mesma intensidade (U.S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION, 2012).

Aeronavegabilidade

Capacidade de uma aeronave, equipamento ou sistema aéreo operar, tanto ainda em terra, como no ar, sem representar um perigo significativo para as tripulações, pessoal em terra envolvido na operação, tripulações (caso existam) e terceiras partes (pessoal alheio à operação) (MILITARY AIRWORTHINESS AUTHORITIES, 2009).

Consumo Instantâneo

O consumo instantâneo é uma aproximação feita da quantidade de combustível que seria consumido ao fim de determinado tempo (hora ou outro período), tendo como base o fluxo no momento da medição, no instante.

Efeito de Venturi:

Aumento da velocidade de um gás ou líquido leva à descida da pressão (U.S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION, 2012).

Eficácia

Medida dos resultados obtidos em relação aos objetivos, sem condicionantes. Uma ação será tanto mais eficaz quanto mais objetivos forem cumpridos (PORTAL GESTÃO, 2015).

Eficiência

Medida dos resultados obtidos em relação aos objetivos, usando o mínimo dos recursos (PORTAL GESTÃO, 2015).

Impulso

É a componente da força aerodinâmica perpendicular ao plano de rotação do hélice, sendo graças a esta que a aeronave possui energia para voar (JEPPESEN, 2001).

Perfil Completo de Operação

Período que compreende todas as operações da aeronave desde a descolagem até à aterragem.

Temperatura

A temperatura é o estado de agitação das moléculas, ou seja, é uma medida da energia cinética das partículas.

Torque

Momento resistivo criado no plano de rotação do hélice, de sentido oposto à rotação, graças à componente da força aerodinâmica paralela ao plano de rotação, e que está associado ao trabalho que o motor tem de fazer para manter o hélice a rodar nesse sentido (JEPPESEN, 2001).

Trabalho

Produto da força pela distância. Deste modo, o trabalho feito por uma força que está a atuar num corpo é igual à magnitude dessa força multiplicada pela distância (U.S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION, 2012).

Transformação Adiabática

Transformação física em que existe transformação de energia em forma de calor sem transmissão para o material ou o exterior (U.S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION, 2012).

Transformação Isentrópica

Isentrópica significa com a mesma entropia. Assim sendo uma transformação física deste tipo garante que toda a energia inicial seja a energia final, não existindo adição nem subtração desta (CADETE, B., 2013).

1 Introdução

1.1 Contextualização dos Sistemas Propulsores Aplicados ao UAS ANTEX-X02

A Força Aérea (FA) como ramo integrante das Forças Armadas Portuguesas, tem como missão a defesa militar da República. Para tal contribui com a realização de operações aéreas que visam garantir a defesa do espaço aéreo português, sendo o ar a dimensão no qual a FA opera, e as aeronaves os meios usados para o cumprimento da missão (FORÇA AÉREA, 2015).

Hoje em dia, os Recursos Humanos são o elemento mais relevante de uma operação, sendo a sua total segurança, uma preocupação constante das organizações que exploram as suas potencialidades. Com o intuito de não se correr riscos desnecessários, tende-se a substituir o controlo da aeronave executado a bordo (tripulante), por um operador igualmente qualificado, mas sediado em terra, emergindo assim a designação de Veículo Aéreo Não Tripulado (VANT) ou *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV). Ao longo da última década, este conceito sofreu uma ligeira evolução, passando um UAV a denominar-se por Sistema Aéreo Não Tripulado (SANT) ou *Unmanned Aircraft System* (UAS), abrangendo os seguintes elementos: aeronave, estação de controlo remota e canal de comando e controlo, podendo ainda incluir outros equipamentos ou sistemas, fundamentais a um voo em segurança (AAN, 2013). A Força Aérea, como operadora aérea militar, decidiu iniciar a sua atividade com os UAS através do seu Centro de Investigação da Academia da Força Aérea (CIAFA) (CIAFA, 2013). Cada vez mais, o empenho do CIAFA para desenvolver e melhorar a tecnologia dos UAS torna-se primordial, e como tal, todos os componentes deste sistema são também uma preocupação, desde os simples sensores, aos sistemas propulsores utilizados.

Sendo os sistemas propulsores um componente principal da aeronave, é deveras importante uma boa escolha destes, não apenas do ponto de vista do desempenho, mas também das condições de segurança durante a sua operação. O facto dos sistemas de propulsão usados pelo CIAFA não estarem completamente caracterizados, origina a que exista um certo grau de incerteza quanto à sua operação, constituindo assim, uma potencial lacuna na segurança. Além deste facto, existem requisitos associados à operação dos motores que devem ser conhecidos e

correspondidos, o quanto possível, procurando-se deste modo que seja garantida uma operação mais segura. Surge assim a necessidade de analisar alguns aspetos ainda não abordados em torno dos principais sistemas propulsores usados pelo CIAFA, com vista a validá-los, não apenas em questões de operação, como também de aeronavegabilidade, procurando assim tirar o máximo proveito destes sistemas propulsores, garantindo cada vez mais o sucesso da missão.

1.2 Motivação

Contextualizados os factos, passa-se à exposição da motivação que conduziu à elaboração do presente trabalho. Sendo o Alfa Extended um UAV criado de raiz na Força Aérea, a sua caracterização é de extrema importância não só para se conhecerem as suas reais potencialidades operacionais, bem como, para se efetuarem futuros melhoramentos. Esta caracterização, à data da presente dissertação, não era conhecida na sua plenitude, sendo que um dos componentes em falta era o sistema de propulsão. Identificada a lacuna decidiu-se então colmatar esta falha, contribuindo de forma ativa para o desenvolvimento dos UAS no CIAFA.

1.3 Objetivos

O objetivo primordial desta dissertação, consiste na caracterização do desempenho real dos sistemas propulsores operados no Alfa Extended, ou seja, os motores Toni Clark- Zenoah Titan ZG20, Toni Clark- Zenoah Titan ZG26SC e 3W-3w 28i.

Como complemento, pretende-se também desenvolver e analisar os seguintes itens:

- Verificação da existência de requisitos de certificação para os sistemas propulsores em questão;

- Estudo da aplicação do método *The Bootstrap Approach* para posterior análise do desempenho dos sistemas propulsores em voo;

- Criação de um manual de operação comum a todos os motores em questão.

1.4 Âmbito

O âmbito desta dissertação é o estudo e caracterização dos sistemas propulsores usados no UAS ANTEX-X02 Alfa Extended, nomeadamente dos motores Toni Clark- Zenoah Titan ZG20, Toni Clark- Zenoah Titan ZG26SC e 3W-3w 28i, a operarem na FA.

Paralelamente, e integrado no âmbito definido, é criado um Manual de Operação dos Motores, devidamente ajustado às operações realizadas na FA. Adicionalmente, há também o intuito de se investigar a legislação reguladora (Aeronavegabilidade) dos sistemas de propulsão na classe de UAS abaixo dos 150kg de peso máximo à decolagem, ou seja, UAS de categoria I da NATO (JAPCC, 2010).

1.5 Metodologia

Para atingir cada um dos objetivos propostos, diversas tarefas têm de ser executadas, não apenas na sua componente teórica, mas também prática, sendo esta última, parte determinante para o sucesso da dissertação. Em suma, analisando caso a caso, pode-se afirmar que num todo, as tarefas agrupam-se em quatro áreas distintas (Figura 1): a aplicação de sensores e testes/análises em túnel de vento (parte essencial do objetivo primordial da dissertação); análise de desempenho em voo (*The Bootstrap Approach*); legislação aeronáutica (relativa à certificação dos mesmos); e por último, a criação de um manual de operação.



Figura 1: Principais temáticas da Dissertação de Mestrado

De modo a adquirir o conhecimento necessário ao desenvolvimento desta dissertação, inicia-se o trabalho com uma revisão literária de todas as temáticas abordadas. Desde os UAS operados em todo o mundo, aos operados e concebidos no CIAFA, salientando também alguns dos motores usados nestas plataformas aéreas, como é o caso específico do ANTEX-X02 Alfa Extended. Procede-se à revisão dos sensores usados na bancada de testes do túnel de vento do CIAFA, assim como dos novos sensores introduzidos no âmbito desta dissertação, fazendo referência também à abordagem da legislação aeronáutica e ao estudo da aplicabilidade do método *The Bootstrap Approach* ao Alfa Extended.

Posteriormente, é abordada a temática que pode causar mais dificuldades, uma vez que tem uma componente prática, podendo ocorrer situações que podem advir desde indisponibilidade de *stocks*, a dificuldades de instalação ou até mesmo a avarias por parte dos sensores ou instrumentos utilizados durante os testes. Tendo em conta que existem prazos a cumprir, o método adotado coloca esta temática fortemente prática como prioridade principal.

O primeiro passo é reunir o material necessário aos ensaios (sensores, hélices, etc.), e só depois de se determinar os materiais em falta é possível fazer-se uma pesquisa dos componentes, essenciais à execução dos testes, que o CIAFA não possui, optando-se sempre pelos que mais se ajustam ao propósito da investigação. Simultaneamente é realizada uma pesquisa e delimitação do perfil de testes necessários para caracterizar o desempenho dos motores.

Assim que estiver reunido todo o material, procede-se à montagem da bancada de ensaios, sua validação e início dos testes. No final, os dados adquiridos são tratados sendo retiradas as devidas conclusões (Figura 2).

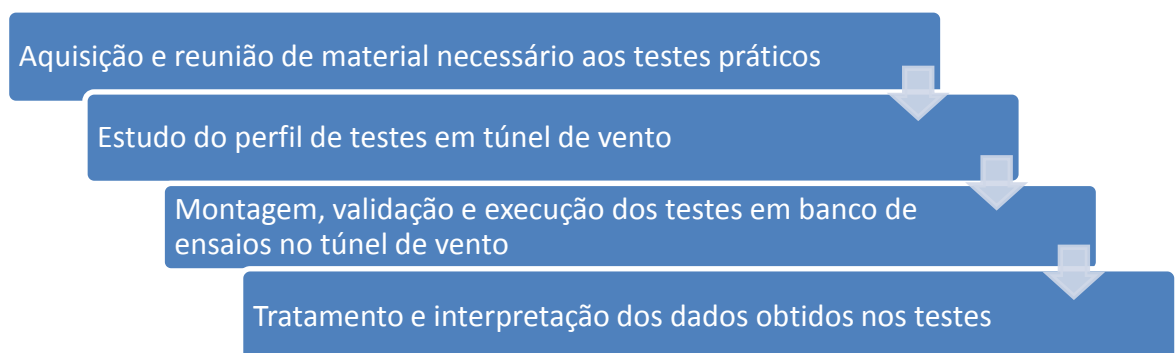


Figura 2: Metodologia dos testes de ensaio em túnel de vento

Terminada a fase prática, o foco de estudo é a Legislação Aeronáutica. Esta fase divide-se também em duas componentes teóricas, sendo que uma delas implica um trabalho de campo. A primeira etapa está centrada na pesquisa sobre a existência de legislação e seus requisitos, seguindo-se o trabalho de campo, no qual se irá contactar tanto as entidades civis como as militares, no sentido de se apurar a veracidade dos itens acima referidos (Figura 3). Deste modo garante-se que a informação a reunir é a mais fidedigna possível.

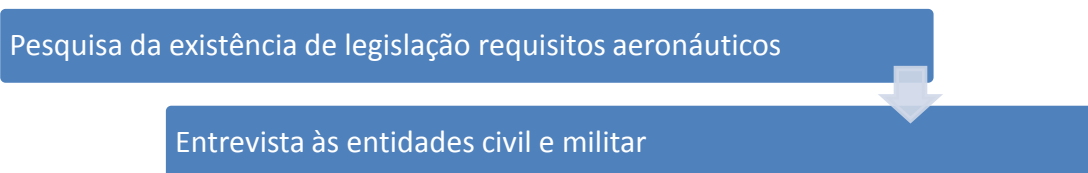


Figura 3: Metodologia no que concerne à legislação aeronáutica

O próximo conceito a analisar abrange os testes de desempenho em voo. Para tratar esta temática é estudado um método capaz de analisar o desempenho da aeronave em voo, mediante o motor que opera, indo assim de encontro ao objetivo primordial desta dissertação. O referido método é o *The Bootstrap Approach*. Nesta vertente começa-se por rever o método, estudando-se a sua aplicabilidade ao Alfa Extended (Figura 4). Deste modo, garante-se que, posteriormente, esta dissertação possa ter continuidade na vertente de testes, ou seja, numa caracterização dos sistemas propulsores em voo.



Figura 4: Metodologia aplicada no método *The Bootstrap Approach*

Relativamente à elaboração do manual de operação dos motores do Alfa Extended, optou-se pela análise dos manuais de operação de cada um destes, servindo esta etapa para reunir a informação mais pertinente dos motores em questão, de forma a compilar-se num só manual todas as suas características, facilitando a sua consulta (Figura 5).

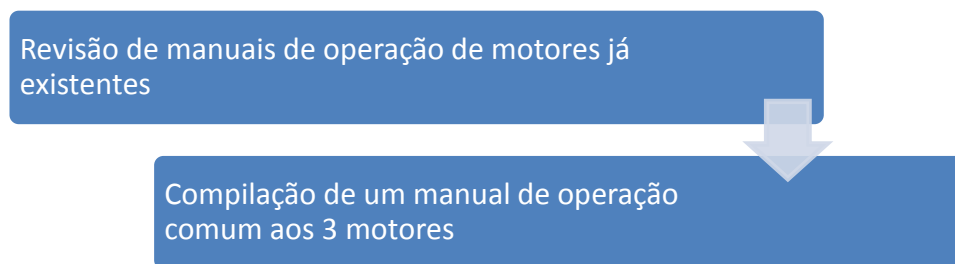


Figura 5: Metodologia na criação do manual de operação dos três motores

1.6 Estrutura da Dissertação

Face aos objetivos traçados, bem como à metodologia adotada, a dissertação está dividida em sete capítulos.

No primeiro capítulo é feita uma contextualização da temática da tese. Posteriormente é apresentada a motivação, onde é descrita a razão pela qual foi eleita e desenvolvida a presente dissertação. Logo depois são apresentados os objetivos e o âmbito da mesma. Segue-se a metodologia onde é descrito o planeamento da tese com vista ao sucesso da investigação.

O capítulo segundo aborda a temática dos UAS, do geral para o particular, com especial destaque para o ANTEX-X02 Alfa Extended. É também salientada a temática da certificação de aeronavegabilidade para este tipo de aeronaves e, por fim, é feita uma abordagem aos motores operados por estas, focando os que se consideram imprescindíveis à compreensão da dissertação.

O terceiro capítulo retrata os sistemas propulsores, particularizando apenas os inseridos no âmbito da dissertação, ou seja, os referentes ao ANTEX-X02 Alfa Extended.

No quarto capítulo é abordada a parte prática desta investigação, sendo feita a apresentação desde a metodologia dos testes à execução e resultados dos mesmos.

O quinto capítulo é reservado à preparação dos testes de desempenho dos sistemas propulsores, em voo. Tal preparação, consiste numa apresentação do *The Bootstrap Approach* e da metodologia a aplicar para se poder prosseguir para uma componente prática do mesmo.

No sexto capítulo são apresentadas as conclusões de toda a investigação realizada ao longo da tese.

O sétimo e último capítulo reporta à bibliografia que suporta a presente dissertação de mestrado.

2 Revisão Literária

Como suporte ao trabalho desenvolvido nesta dissertação, torna-se necessário rever alguns temas fundamentais. A fim de cumprir esse objetivo, neste capítulo é feita uma pequena contextualização dos UAS, uma abordagem à Aeronavegabilidade e por último uma revisão aos sistemas propulsores.

2.1 Os UAS no Mundo, na FA e o ANTEX-X02

Atualmente, em todo o mundo, os UAS são sistemas em crescente difusão. As nações tendem cada vez mais a adquirir este tipo de sistemas, e as que não os possuem, fazem as suas próprias pesquisas no sentido de construir os seus UAV, com o intuito de afirmarem a sua independência a nível tecnológico e reforçar os seus meios aéreos a partir de um novo conceito que não a tradicional aeronave com tripulação a bordo. Os UAV podem ter variadíssimas tipologias. Tais variações entre os diferentes tipos de aeronaves são justificadas pela sua área de ação, ou seja, pela tipologia de missão para a qual foram concebidas.

Com o avanço da tecnologia, os automatismos instalados nestas plataformas vão permitindo cada vez mais e de forma mais eficaz, desempenhar missões complexas. Por vezes, são até capazes de substituir aeronaves tripuladas, ou, pelo menos, fornecem o suporte essencial ao sucesso da missão, fazendo com que, a longo prazo, se poupe todo o género de recursos, incluindo os humanos.

Nesse âmbito, as missões que atualmente os UAS desempenham e que podem ser distintas pelas competências já atestadas são (UAV, 2005):

- Engodo (Decoy) - fornecer às forças inimigas tanto em terra como no ar, um alvo que não é o expectável;
- Reconhecimento (Intell) - permitir às forças aliadas informações acerca do campo de batalha;
- Combate - utilizar as capacidades bélicas do UAS em missões de alto risco;
- Pesquisa e Desenvolvimento - utilizar os UAS como plataformas de desenvolvimento e teste de novas tecnologias a serem aplicadas nos restantes perfis de missão, tais como busca e salvamento, patrulhamento marítimo, entre outras (FORÇA AÉREA, 2014);

- Civis ou Comerciais - construir UAS que correspondam apenas às necessidades impostas pelos civis para cada aplicação, limitando-se a desempenhar o requisito para o qual foram construídos.

Além da forma do UAV em si (tamanho, capacidade de carga, entre outros), também os sistemas propulsores variam, consoante a tipologia/propósito da missão para os quais os UAS foram criados. Mais à frente serão abordados em detalhe alguns destes processos. No entanto, é sabido que estes podem ser sistemas de propulsão elétrica, combustão interna, ou turbinas a gás (UND, 2011).

2.1.1 UAS no Mundo

Os UAS estão atualmente, difundidos por todo o mundo. Devido à diversidade e proliferação destes sistemas por diversos países, seria um trabalho de pesquisa exaustivo e moroso fazer um levantamento completo dos diferentes tipos de sistemas existentes e organizá-los por países. Assim, opta-se por referir os Estados Unidos da América como referência, já que detém uma das maiores e mais variadas frotas de UAV a nível mundial (UK, 2012). Como previamente indicado, o seu propósito de empenhamento na missão explica a variedade de UAV existentes, bem como os sistemas propulsores neles equipados. Sendo esta uma dissertação voltada para os sistemas propulsores, ao dar-se uma panorâmica de alguns dos UAS existentes fora de Portugal, é uma mais valia fazê-lo agrupando-os pelos seus sistemas propulsores. Deste modo pode-se compreender, numa pequena amostra, a incrível diversidade de sistemas propulsores existentes nos UAS.

Com efeito, nos sistemas de propulsão elétrica, tem-se como exemplo o AeroVironment RQ-11B *Raven*, enquanto que no caso dos motores de combustão interna utilizam-se como modelos o ARMY *I-GNAT ER*, o RQ-5A *Hunter*, o MQ-1 *Predator* e o MQ-1C *Gray Eagle ER/MP* (DONALDSON, et al., 2007). Por fim, no que concerne aos sistemas de propulsão operados através de turbinas a gás, destacam-se o MQ-8B *Fire Scout* que usa um sistema de propulsão do tipo turbo-veio, o MQ-9 *Reaper (Predator B)* que usa o sistema turbo-hélice, bem como, o RQ-4 *Global Hawk*, que emprega o sistema de propulsão *turbofan* (DONALDSON, et al., 2007).

Apesar de não terem sido mencionados anteriormente, há tipos de UAV equipados com sistemas de propulsão do tipo turborreator. No entanto, estes são

mais utilizados na fase embrionária do desenvolvimento dos UAV, passando para motores *turbofan* no produto final. Um desses sistemas propulsores é o TJ-100 (DESERT AEROSPACE LLC, 2012).

2.1.2 UAS na FA

Desde 2004, o CIAFA projeta, desenvolve, constrói e opera sistemas aéreos não tripulados. Fruto de parcerias com a Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto (FEUP), o Instituto Superior Técnico (IST), e outras instituições nacionais, têm sido desenvolvidos vários conceitos de aeronaves para integrarem os UAS. No caso do CIAFA, a operação dos *Unmanned Aerial System* visa a investigação e pesquisa de tecnologias a aplicar em UAS. Deste modo, no CIAFA, esses sistemas contribuem para o seu próprio desenvolvimento. Atualmente, os UAS operados no CIAFA são os seguintes: a Asa Voadora; o Silver-Fox; o Mini-UAV; o ANTEX-M; o ANTEX-X02 Alfa; e o ANTEX-X02 Alfa Extended (PEREIRA, 2013) (GONÇALVES, 2014).

São inúmeras as missões em que os UAS da FA participam, desde projetos a exercícios conjuntos, e graças ao empenho do CIAFA no desenvolvimento das plataformas e da tecnologia, caminha-se a passos largos para um número cada vez mais crescente de iniciativas que envolvem estes sistemas. Atualmente, o CIAFA, com os seus meios aéreos, participa nos projetos PERSEUS, PITVANT e SEAGULL (CIAFA, 2013).

2.1.3 ANTEX-X02 Alfa Extended

O ANTEX-X02 Alfa Extended (Figura 6) é uma modificação do seu antecessor ANTEX-X02 Alfa, com alterações significativas na sua fuselagem, asa e cauda. À data desta dissertação, o CIAFA perfez um total de 80 horas de voo com este UAV (SILVA, 2015).

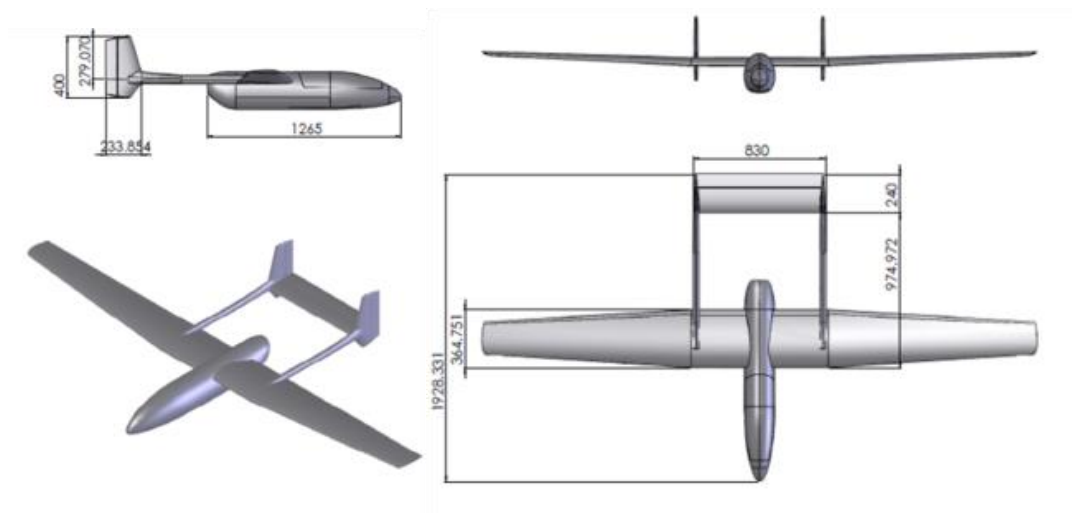


Figura 6: Esquematização do modelo Alfa Extended [cm] (GONÇALVES, 2014)

Com uma envergadura de 3,5m esta plataforma pode ser equipada tanto com um motor de combustão interna como por um motor elétrico. Este UAV tem um peso máximo à decolagem de 25kg, a capacidade de transportar a bordo 8kg de carga e consegue atingir uma velocidade máxima de 144 km/h (76kts). Quanto às suas potencialidades tecnológicas, este UAS já garante um perfil completo de operação, desde a decolagem até à aterragem automática, sem descurar toda a fase de voo que é também ela autónoma. Devido à sua capacidade de carga, este UAV permite uma grande flexibilidade na sua configuração de sensores (Figura 7), podendo ser ajustada em função da missão (GONÇALVES, 2014).

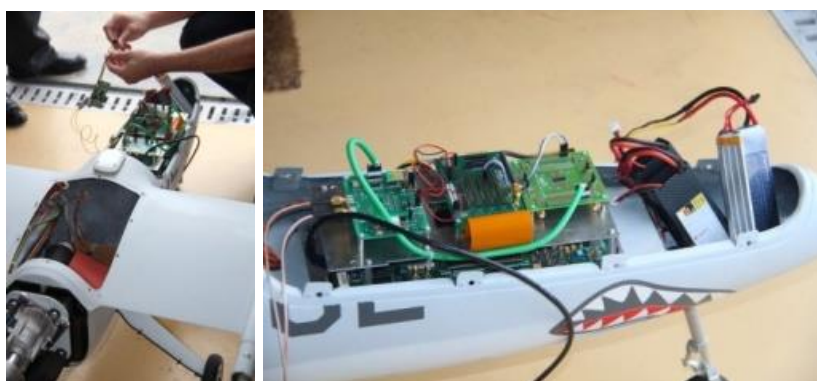


Figura 7: Payload do Alfa Extended (CIAFA, 2013)

Este UAV é, atualmente, operado por sistemas propulsores de combustão interna a dois tempos, no entanto, no início da sua operação, era operado

unicamente pelo sistema propulsivo ZG20. À data da presente dissertação, é possível avançar que existe interesse em operar três sistemas propulsores: o ZG20, o ZG26 e o 3W. Contudo, para que estes possam ser operados no Alfa Extended de um modo regular/continuado e garantindo o máximo de segurança nessa operação, as características de desempenho destes motores devem ser conhecidas. É assim imperativa a avaliação dos parâmetros de desempenho destes três sistemas propulsores em questão, de modo a garantir a sua operação nas melhores condições.

2.1.4 Desenvolvimento Científico na FA

Esta dissertação não é a primeira e certamente não será a última no âmbito dos UAS. Desde há alguns anos, têm sido inúmeras as teses desenvolvidas com vista a melhorar/contribuir para o sucesso da FA, no que concerne mais especificamente à operação dos UAS (Academia da Força Aérea, 2015). Deste modo indica-se a dissertação “Bancada de Testes para Motores de UAV” (FONSECA, 2010), elaborada por um ex-aluno da Academia da Força Aérea (AFA), como uma das que contribui para o sucesso da presente tese.

Ainda no seguimento de teses desenvolvidas por ex-alunos da AFA, que contribuem para a atual dissertação, mas que não foram desenvolvidas no âmbito dos UAS, destaca-se a tese “Caracterização do Desempenho do DHC Chipmunk Mk 20 Utilizando a Metodologia *The Bootstrap Approach*” (PEREIRA, 2013), e ainda a dissertação “Aeronavegabilidade e Certificação de Aeronaves Militares da Força Aérea Portuguesa” (MACHADO, 2009).

Para além das supracitadas, desenvolveram-se outros trabalhos no âmbito do Alfa Extended, tal como estudo de vibrações, aplicação de novos sistemas aviónicos, entre outros. Desde que existem registos, todos os anos se verificam dissertações na área dos UAS, desde doutrina, a trabalhos técnicos de melhoria para a sua operação. No final, todas as dissertações desenvolvidas foram, são e serão em prol dos UAS da FA.

2.2 Certificação dos Sistemas de Propulsão dos UAS

Partindo do pressuposto que qualquer aeronave, tripulada ou não tripulada, pode representar um risco para a segurança de voo, tanto ainda no solo como no ar, há que ter em conta que estas devem obedecer aos níveis mínimos de segurança

para poder operar, não sendo os UAS uma exceção. Insere-se neste contexto a importância da Aeronavegabilidade.

A Aeronavegabilidade pode ser definida como um conjunto de requisitos que qualquer produto aeronáutico (aeronave, motor e hélice) deve cumprir para que possa operar em segurança, ou seja, qualquer “aeronave” que pretenda voar deve ser detentora de um certificado de aeronavegabilidade ou de uma licença especial de aeronavegabilidade. Assim, é garantida a segurança de todos os que poderão intervir direta ou indiretamente na operação dos meios aéreos, ou seja, graças a estes certificados ou licenças, é zelada a segurança da tripulação, do pessoal em terra, dos passageiros (caso existam) e de terceiros (MILITARY AIRWORTHINESS AUTHORITIES, 2009). Quando se trata de requisitos de operação para um UAS, estes terão de ser diferentes do que é comum para outras aeronaves, e assim adaptados à sua natureza, no sentido em que não existem pessoas a bordo para garantir um *backup* caso seja necessário. Mediante essa premissa, qualquer tipo de UAS pode realizar voos desde que detenha os requisitos mínimos para tal, com as respetivas limitações impostas.

Existe assim a necessidade de cumprir requisitos que, por conseguinte, evitam um processo de auto-certificação levando a que seja feito algo mais do que apenas observar a aeronave por pessoal não certificado que se limita a verbalizar “parece estar tudo bem, está aeronavegável, vamos voar” (“*everything looks good; we are airworthy; let’s go fly*”, pag.132) (BARNHART, et al., 2012). São assim ações que levam a uma operação mais segura para todo o conjunto, diga-se, todo o pessoal direta ou indiretamente envolvido na operação (tripulações, terceiros, operadores, entre outros).

2.2.1 Documentação Existente

Apesar da legislação assente na temática dos UAS ser considerada recente, quando comparada com a da aviação geral, já existe documentação no que respeita à aeronavegabilidade dos UAS.

Tendo em consideração a Europa, existe o caso do Reino Unido que já adotou os regulamentos que conferem os requisitos de aeronavegabilidade a cumprir pelos UAS (HADDON, et al., 2002). Ainda na esfera europeia, a autoridade

civil, European Aviation Safety Agency (EASA), também já legislou acerca desta temática, e como tal emitiu o E.Y013-01 - *Airworthiness Certification of Unmanned Aircraft Systems* (UAS), que salienta que, mesmo sem pessoas a bordo, o objetivo primário do sistema continua a ser a segurança dos indivíduos e propriedades em terra. No fundo, um UAV não deverá representar um risco maior do que uma aeronave tripulada da mesma categoria (categoria esta aferida no documento acima indicado). De assinalar nesse documento, os requisitos de aeronavegabilidade são atribuídos consoante uma comparação com aeronaves civis, através do cálculo da energia cinética para dois cenários diferentes: perda de controlo e descida não premeditada. Posteriormente os valores calculados são interpretados em gráficos distintos que traduzem os requisitos a serem cumpridos (HADDON, 2009).

Em relação ao mundo militar, a NATO também já legislou acerca da aeronavegabilidade, emitindo o STANAG 4671, que define os requisitos a cumprir para os plataformas militares de asa fixa com peso máximo à descolagem acima de 150kg e até 20000kg. No caso do STANAG, as condições exigidas fundamentam-se em grande parte no que é legislado no CS-23 da EASA e no FAR PART 23 da FAA (NATO, 2009). Contudo, a NATO legislou sobre UAS numa outra publicação que engloba os UAS operados no CIAFA, o STANAG 4703.

Em Portugal, a autoridade civil - o INAC - não possui qualquer tipo de legislação própria que regule a aeronavegabilidade dos UAS civis, existindo uma lacuna no que se refere à certificação de aeronavegabilidade destas plataformas. Em virtude deste vazio legislativo vive-se uma ambiguidade de operação de UAS civis, podendo colocar em causa o princípio primordial da aeronavegabilidade (ROSA, 2014). Ainda assim, é sabido que tudo o que é emanado pela EASA aplica-se a Portugal (civil), e como tal, este vazio já deveria estar ultrapassado.

2.2.2 Enquadramento do Trabalho Desenvolvido na Temática da Certificação

Existindo já requisitos definidos pela NATO relativamente à aeronavegabilidade, seria de esperar que os mesmos fossem cumpridos, ou, pelo menos, ter-se uma ideia concreta de como orientar a operação/construção dos UAS militares portugueses, nomeadamente o que se insere no âmbito desta dissertação, o Alfa Extended.

Uma aeronave não tripulada de pequeno porte, é um UAV com peso máximo à decolagem inferior a 20kg. Contudo, e de acordo com o Adjunto para a Aeronavegabilidade da AAN, este peso irá, a curto prazo, ser reajustado para valores entre 25 e 30kg (CABRAL, 2015). Adotando esta afirmação, o Alfa Extended insere-se nos UAV de pequeno porte, tal como todos os outros meios aéreos do CIAFA, à exceção do ANTEX-M. Por conseguinte, segundo a AAN, estes estão dispensados de certificado de aeronavegabilidade, uma vez que a nível internacional é difícil definir os requisitos para tais meios, tendo em conta o atual conhecimento sobre a segurança em voo destes UAS. Contudo estes meios têm de responder às necessidades impostas pela AAN, de modo a obterem uma permissão de voo (AAN, 2013). Só assim é possível aos UAS militares operarem com ou sem restrições em território nacional desde que lhes seja dada a Licença Especial de Aeronavegabilidade (requisito para permissão de voo, que limita as circunstâncias temporais, espaciais e de procedimentos), cumprindo o definido pela circular nº1 de 2013 da AAN.

No âmbito desta temática, há ainda o já referido STANAG 4703 - *Light Unmanned Aircraft Systems Airworthiness Requirements*, em vigor desde 4 de setembro de 2014, que legisla os requisitos de operação de UAS militares com um peso máximo à decolagem inferior a 150kg e uma energia de impacto superior a 66J, operando regularmente em espaço aéreo não segregado. Apesar de atualmente os UAS serem operados em espaço aéreo segregado, ou seja, um espaço aéreo que é apenas confinado à operação exclusiva destas plataformas e não permitindo o seu acesso a outras aeronaves, esta situação não se poderá manter indefinidamente, sob pena de se restringir a evolução destes sistemas. Cumpridos estes requisitos, além de se garantir a aeronavegabilidade, Portugal estará em igualdade de circunstâncias com qualquer outro país da aliança que ratificou o documento em causa, possibilitando a interoperação de UAS em todos os países que adotaram o documento referenciado (NATO, 2014). No entanto, continua-se a cumprir o descrito na circular nº1 de 2013 da AAN, e até que haja uma iniciativa de certificação de aeronavegabilidade para o Alfa Extended, continua-se a operar este com base em permissões de voo, uma vez que é considerado uma aeronave não tripulada de pequeno porte.

Como foi anteriormente referido, no caso civil, pode-se ficar com algumas noções daquilo que seriam os requisitos para o Alfa Extended caso fosse operado por uma entidade civil. Para tal, aplica-se o descrito no E.Y013-01 - *Airworthiness Certification of Unmanned Aircraft Systems (UAS)*, publicado pela EASA. Neste documento, a amostra de energias cinéticas apresentadas teve como base 28 tipos de aeronaves, das quais 21 são de asa fixa e 7 de asa rotativa, representadas pela escala da legenda de 1 a 28. Assim sendo é necessário calcular a energia cinética ($Kinetic\ Energy = (Mass\ [kg] \times Velocity\ [kt]^2) / 10^9$) para os dois casos específicos de voo com a plataforma em questão: descida não premeditada e perda de controlo. Para o caso da descida não premeditada, entenda-se uma ou várias falhas que levam a que a aeronave não consiga manter a altitude de segurança ao solo. Quanto à perda de controlo, entenda-se uma ou várias falhas que levam à perda de controlo do UAS, podendo ocorrer um impacto a alta velocidade. Após a determinação destes valores, procura-se a respetiva publicação, que resulta da interceção do valor da energia cinética (eixo dos yy) com um ponto. Ponto esse que estará dentro de uma área correspondente a um tipo de publicação de especificações de certificação. Por exemplo (Figura 8), para uma energia cinética de 1J, verifica-se e está na interceção correspondente ao CS-25 Aeroplanes (EASA, 2009).

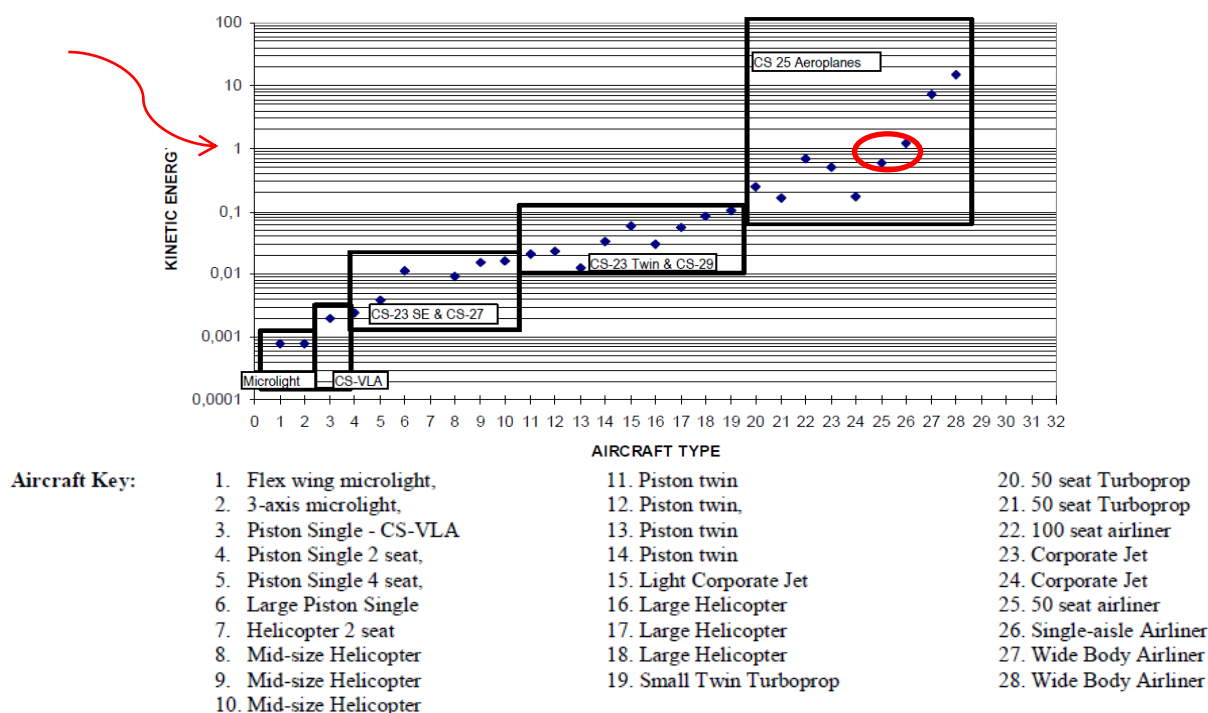


Figura 8: Exemplo de como encontrar a publicação correspondente a determinada energia cinética (neste caso específico para a descida não premeditada) (EASA, 2009)

Passa-se a exemplificar o caso específico do Alfa Extended (considerando $Mass = 25\text{kg}$, Velocidade de perda = $18\text{m/s} \approx 35\text{kts}$ e Velocidade máxima = $40\text{m/s} \approx 78\text{kts}$ (SILVA, 2015)):

Descida não premeditada

Para o caso da descida não premeditada, a energia cinética é calculada com base em 130% da velocidade de perda (tendo em conta a configuração de aterragem e o peso máximo à descolagem) (EASA, 2009).

No caso do Alfa Extended acima referido tem-se:

$$Ec = \frac{25 \times 45,5^2}{10^9}$$

Assim $E_c = 0,0000517563 \approx 0,0001$

De acordo com o documento da EASA, mais especificamente com a Figura 8, relativa aos casos de descida não premeditada, o documento ao qual o Alfa Extended deve submeter-se não é claro, uma vez que para esta E_c , não se enquadra nenhuma área bem definida. No entanto deve considerar-se a publicação *Microlight*, uma vez que a sua área correspondente é a que mais se aproxima do valor de E_c calculada para o caso específico do Alfa Extended.

Perda de controlo

Para a perda de controlo, a energia cinética é calculada com base em 140% da velocidade máxima de operação da aeronave (EASA, 2009).

Para o caso do Alfa Extended acima referido tem-se:

$$Ec = \frac{25 \times 109,2^2}{10^9}$$

Assim $E_c = 0,000298116 \approx 0,0003$

Mediante a Figura 9, relativa aos casos de perda de controlo, o documento ao qual o Alfa Extended deverá submeter-se deverá ser, uma vez mais, o *Microlight*,

pela mesma razão do anterior caso da *descida não premeditada*. Este valor também não se insere diretamente numa área específica, mas a que mais se aproxima é a publicação *Microlight*.

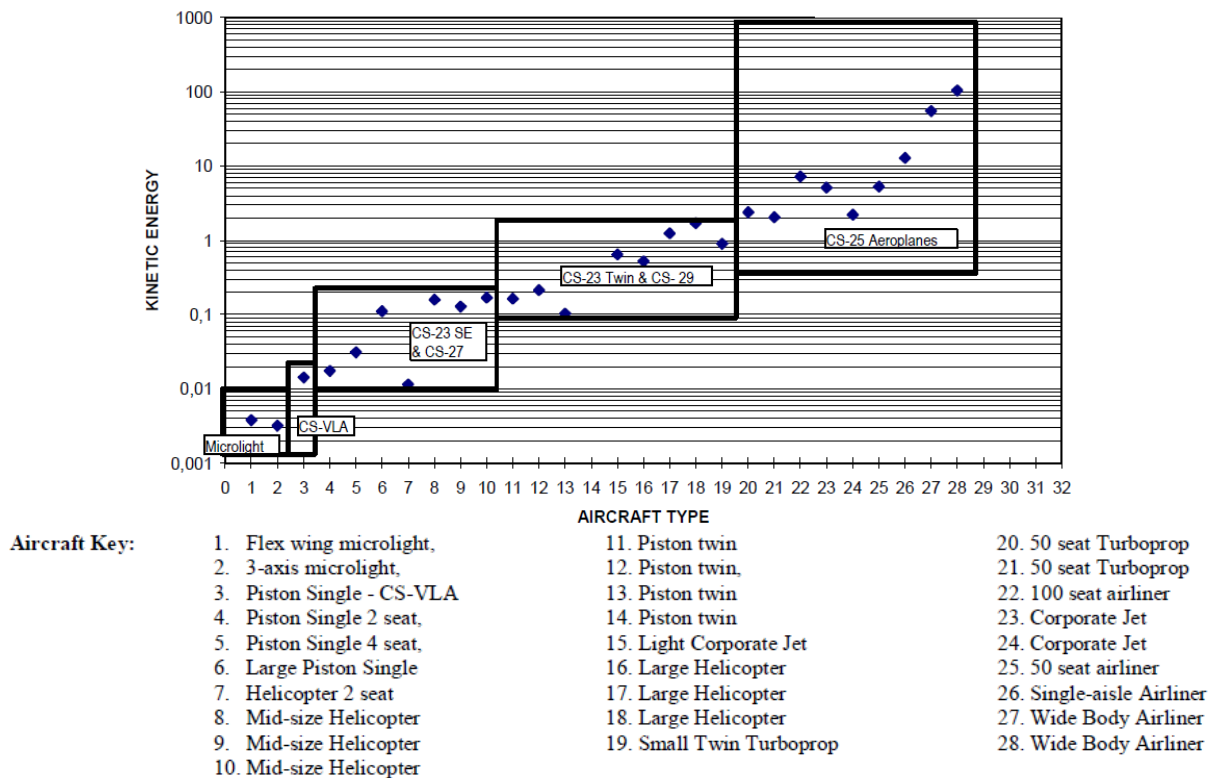


Figura 9: Quadro das publicações em função da Energia Cinética para o caso de perda de controlo (EASA, 2009)

Em suma, como em ambas as situações se verifica que seja aplicada a publicação de especificações de certificação *Microlight* da EASA, então será esta a que melhor se aplica ao Alfa Extended (EASA, 2009). Contudo, o Alfa Extended é um UAV militar e não civil, portanto o STANAG 4703 da NATO é prioritário ao documento previamente indicado, contudo o que se mantém em vigor é a circular da AAN, e portanto terá que existir uma iniciativa por parte do CIAFA para se iniciar o processo de certificação de aeronavegabilidade.

Além do que foi acima descrito, sabe-se que os motores operados pelas plataformas Alfa Extended são motores alternativos a dois tempos, e assim sendo, na falta de legislação específica que providencie os requisitos de aeronavegabilidade dos UAS, é possível, seguir os requisitos de aeronavegabilidade para motores, nomeadamente o CS-E *Certification Specifications for Engines* da

EASA. É de realçar que a aplicação do mesmo é facultativa, uma vez que não são específicos para estes motores (EASA, 2010).

2.3 Sistemas Propulsores nos UAS

Os sistemas propulsores têm uma importância fulcral no desempenho dos UAS, uma vez que acaba por ser esta componente que contraria as leis da natureza e possibilita o impulso necessário para levar a plataforma para o ar, onde poderá manter-se a operar, e assim efetuar a missão para a qual foi concebida. Como tem vindo a ser referido, na aviação utilizam-se vários tipos de sistemas propulsores (Figura 10), acabando por ser as necessidades de operação que impõem o sistema a ser escolhido para determinado UAS.

Num aspeto geral, relaciona-se o sistema propulsor a um motor, no entanto não é assim tão linear. Ao se referir a um sistema propulsor, este para além do motor (responsável por converter a fonte energética em energia mecânica), inclui ainda a fonte de energia em si, bem como, o instrumento de conversão de energia mecânica proveniente do motor, em força propulsora ou impulso (AUSTIN, 2010).

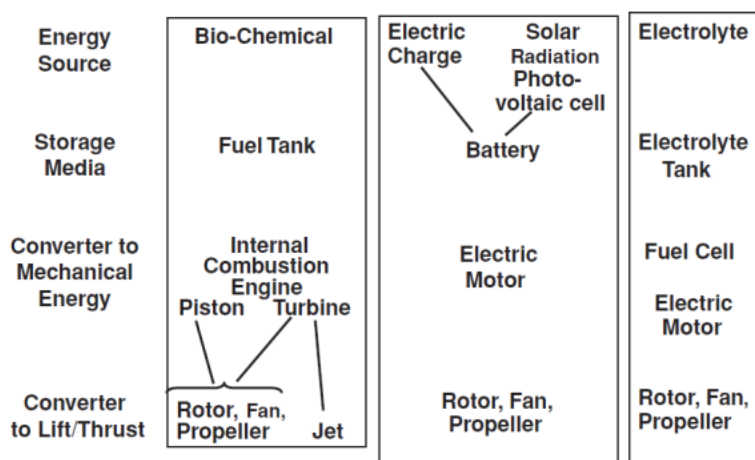


Figura 10: Esquema de três exemplos distintos de sistemas propulsores de UAV (AUSTIN, 2010)

É imperativo perceber o quão díspares poderão ser os sistemas propulsores. De modo a ir ao encontro do âmbito da presente dissertação, procede-se à descrição do funcionamento dos motores alternativos, vulgarmente designados por “motores a pistão”, com ênfase especial nos motores a quatro tempos e dois tempos (tipo de motor utilizado nos UAS Alfa Extended), e os motores elétricos (parte integrante da metodologia da componente prática da dissertação). Relativamente ao

“instrumento” usado para converter a energia mecânica proveniente do motor em força propulsora/impulso, são focados apenas os hélices, uma vez que são a base de operação não apenas para o Alfa Extended, mas para todos os UAS do CIAFA.

2.3.1 Motor Elétrico

Os motores elétricos convertem a energia elétrica em energia mecânica que é aplicada tanto num hélice, rotor ou *fan*. A energia elétrica necessária para o funcionamento do motor pode derivar de diversas fontes. Estas fontes podem ser baterias, células fotovoltaicas ou células de combustível. A grande vantagem deste tipo de motores é o facto de serem os mais silenciosos e com a menor assinatura térmica de todos os sistemas propulsores (AUSTIN, 2010).

Nos sistemas de propulsão elétrica, a rotação do motor é dependente de um torque. Este torque provém de forças magnéticas geradas no interior do motor, entre polos magnéticos e o veio estator. São as forças de atração e repulsão que farão o veio rodar (Figura 11). Estando esse veio ligado a um hélice, o motor gera o torque necessário à rotação deste e assim à operação da aeronave (HUGHES, 2006). As correntes que fazem os polos do motor induzir eletromagnetismo, provêm de uma fonte (tal como uma bateria), sendo esta o fator limitativo na operação destes motores. Na generalidade, são utilizadas baterias, no entanto, já se testaram motores elétricos alimentados a energia solar, através de células fotovoltaicas que revestem a fuselagem e asas dos UAV (HUGHES, 2006). Em tempos 2012 realizaram-se testes para se averiguar se seria possível que os motores elétricos fossem alimentados a energia nuclear. Esta opção daria aos UAS a capacidade de operar continuamente durante um longo período, na ordem de meses ou até mesmo anos. No entanto, até à data, a opinião pública ainda não permitiu a sua implementação (KELLEY, 2012).

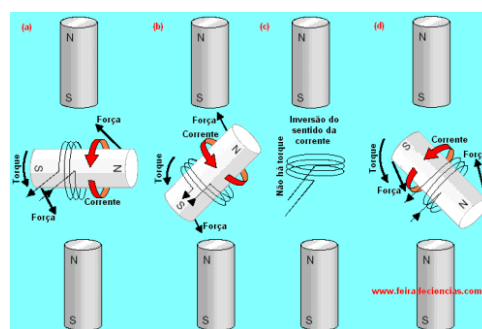


Figura 11: Princípio de funcionamento do motor elétrico (NETTO, 2011)

2.3.2 Motor Alternativo

Na família dos sistemas propulsores alternativos, mais conhecidos por motores a pistão ou a combustão interna, é possível agrupar os motores em quatro subtipos distintos, mediante o seu ciclo de funcionamento. Obtêm-se assim os motores a pistão de quatro e dois tempos, os rotativos/*wankel* e os *diesel*, contudo apenas serão tratados os dois primeiros, motores de pistão a quatro e dois tempos (U.S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION, 2012).

Independentemente do ciclo de funcionamento dos motores, regra geral, qualquer um baseia-se nos mesmos componentes. Os motores têm componentes fixos (cabeça do motor, bloco do motor e cárter) e móveis (cambota, pistão, biela e árvore de cames). A imagem da Figura 12 ilustra os principais componentes de um motor alternativo.

Sucintamente, no que concerne aos componentes fixos, a cabeça do motor serve de parede para os gases criados durante a combustão, sendo assim sujeita a altas temperaturas e pressões. É também nesta superfície que se encontram instaladas as válvulas e as velas. Já o bloco do motor ou camisa, é a superfície de trabalho do pistão. Deste modo, a camisa é também sujeita a altas temperaturas e pressões. Quanto ao cárter, é uma peça/constituente do motor que permite a fixação de outros acessórios, suportando também os cilindros e os apoios da cambota. No caso dos motores a quatro tempos, o cárter possui uma câmara fechada responsável por armazenar o óleo lubrificante (CADETE, B., 2013).

Abordando agora os componentes móveis do motor, relativamente à cambota, esta é responsável por converter o movimento linear alternativo do pistão em movimento rotativo que por sua vez irá fornecer energia mecânica ao hélice e até mesmo a alguns acessórios do motor. O pistão é o componente que transmite a força originada pela combustão e expansão dos gases para a cambota. No caso da biela, é sua responsabilidade fazer a cambota rodar através do movimento do pistão. O último componente móvel do motor aqui referido, a árvore de cames, é responsável por regular a abertura e fecho completo das válvulas (CADETE, B., 2013).

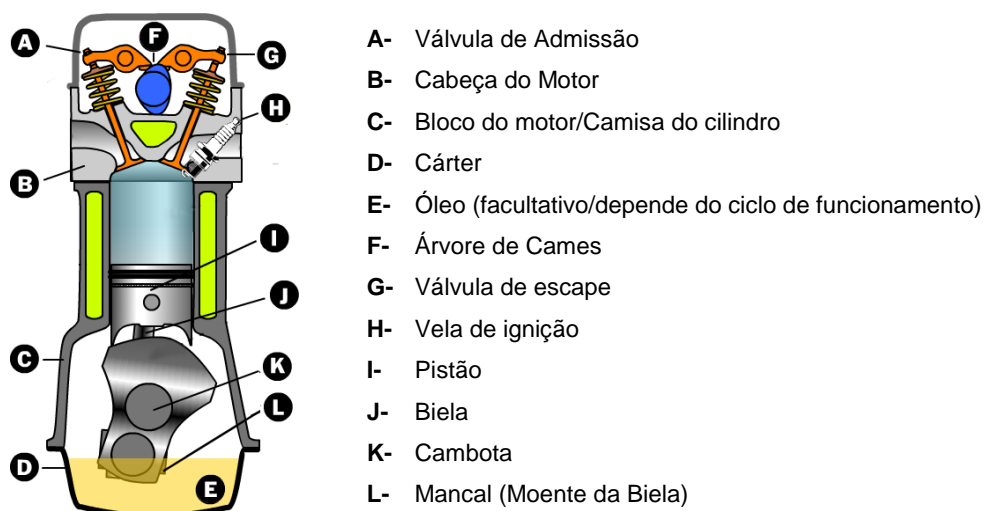


Figura 12: Esquema ilustrativo de motor alternativo (COSTA, et al., 2009) e respetiva legenda (CADETE, B., 2013)

Ciclo a Quatro Tempos

O motor a quatro tempos é um dos motores mais utilizados na aviação devido ao seu baixo custo, associado a uma boa performance. Para aumentar a sua potência, pode-se adicionar um sistema de sobrealimentação para permitir aumentar a razão de compressão da mistura injetada nos cilindros (U.S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION, 2012).

Neste tipo de motor, para se perfazer um ciclo completo em cada cilindro, ciclo este chamado de Ciclo de *Otto* (derivado do seu criador, Otto, físico alemão), o pistão tem que perfazer quatro cursos (movimentos de subida e descida dentro do cilindro), ou seja, a cambota terá que fazer duas voltas completas. Apesar do ciclo do motor ser designado de quatro tempos, este divide-se em cinco fases distintas: admissão; compressão; combustão; expansão; e escape.

Assim, teoricamente, este ciclo pode descrever-se num esquema de transformação de energia (Figura 13 e Figura 14), em que é representada cada fase em função da pressão e volume dentro do cilindro.

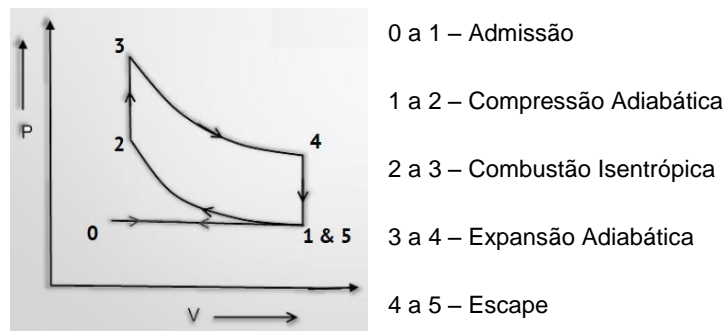


Figura 13: Ciclo Teórico de Otto (CADETE, B., 2013)

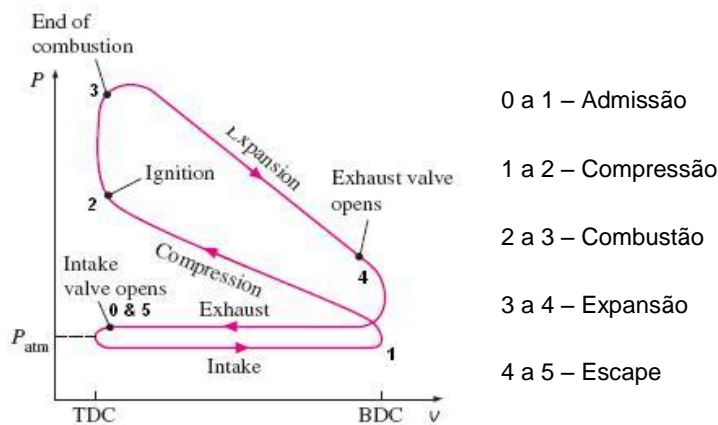


Figura 14: Ciclo Real dos motores a quatro tempos (LAPLACE, 2009)

Segundo o modelo teórico, na fase da admissão, a respetiva válvula é aberta. O pistão executa o movimento descendente, aumentando assim o volume dentro do cilindro, levando a que a pressão dentro deste se mantenha constante. Contudo, no ciclo real, a pressão desce abaixo da pressão atmosférica (Figura 15-A).

Durante a compressão, ambas as válvulas estão fechadas. O pistão está agora em movimento ascendente, reduzindo assim o volume dentro do cilindro, e aumentando a pressão. Teoricamente, nesta fase, a compressão seria adiabática. Tal situação não se verifica, existindo fugas de energia sob a forma de calor para o exterior do cilindro. Assim, o processo de compressão adiabática, no ciclo real, denomina-se apenas de compressão (Figura 15-B).

A combustão é a fase em que ambas as válvulas ainda se encontram fechadas e, do ponto de vista teórico, sem variação de volume, sendo considerada uma transformação isentrópica. Na realidade, para a combustão ser dada num volume fixo de mistura, esta teria de ser instantânea, uma vez que durante o

trabalhar do motor, o pistão está constantemente em movimento, e apesar de muito rápida, na realidade, a combustão não é instantânea. Quanto às temperaturas e pressões nesta fase, aumentam bruscamente, atingindo o máximo de todo o ciclo completo de *Otto*.

A etapa da expansão, implica que ambas as válvulas estejam fechadas e, graças à fase anterior, foram geradas as temperaturas e pressões mais altas de todo o ciclo, o pistão é por isso obrigado a descer, de modo a se atingirem valores de pressão mais estáveis, juntamente com a temperatura. Em teoria, esta transformação é adiabática, no entanto, na prática existem sempre perdas sob a forma de calor para o exterior (Figura 15-C).

Na última fase do ciclo, fase de escape, a válvula correspondente (válvula de escape), abre-se, mercê do movimento ascendente do pistão e o ar no interior do cilindro é forçado a sair. A diferença da teoria para a prática reside no facto de que teoricamente, a expansão é feita a um volume constante, o que na prática não se verifica, existindo simultaneamente uma diminuição da pressão e uma diminuição do volume (Figura 15-D) (CADETE, B., 2013).

Basicamente as posições do pistão ao longo do ciclo são as ilustradas na figura abaixo indicada.

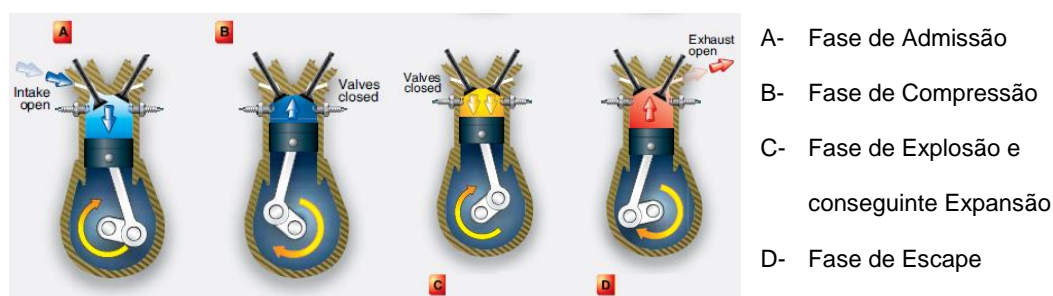


Figura 15: Posições do Pistão ao longo do Ciclo de Otto (U.S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION, 2012)- Editado

Ciclo a Dois Tempos

Estes motores são maioritariamente usados em aeronaves ultraleves, ligeiras desportivas, UAV e em várias plataformas experimentais. Tal como o nome indica, um ciclo completo deste motor requer apenas um curso ascendente e um descendente por parte do pistão no cilindro. Deste modo, os motores a dois tempos

perfazem o seu ciclo completo em apenas uma volta da cambota. Neste ciclo de motores a dois tempos, as fases de admissão e escape são executadas num só curso, culminando assim numa só fase. O sistema de refrigeração destes motores tanto pode ser a ar como a água, e, normalmente, requerem uma caixa de desmultiplicação de velocidades com o intuito de diminuir as rotações desde a cambota até à chegada ao hélice (U.S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION, 2012).

Também existem outras diferenças em relação ao motor a quatro tempos. Para uma mesma potência requerida, o motor a dois tempos revela-se mais leve do que o análogo de quatro tempos, uma vez que são motores mais pequenos, com menos componentes e logo uma menor massa. Outra das vantagens verificada é a correta lubrificação em qualquer ângulo de operação do motor, uma vez que o óleo lubrificante faz parte da mistura de combustível que é admitida e assim, dando-se a admissão, a lubrificação é sempre executada. (ALFRED, et al., 2012).

Em virtude da capacidade de auto-lubrificação proveniente da mistura de combustível que é admitida, a manutenção destes motores, no que respeita às percentagens da mistura, terá de ser impreterivelmente rigorosa, uma vez que tem de ser a suficiente para desempenhar a combustão no motor e ao mesmo tempo, lubrificar corretamente todos os seus componentes móveis. Desta forma, o uso de óleo de tipologia e graduação definida pelo fabricante, nas proporções certas e com o combustível conveniente, são requisitos vinculativos e necessários à correta operação destes motores, devendo ser rigorosamente controlados antes de serem colocados no reservatório de combustível (ALFRED, et al., 2012).

Como acima referido, estes motores são usados num sem número de atividades, o que leva a que sejam adaptados e acabem por ter diversos *designs*, sinal visível da sua flexibilidade. Ainda assim, a sua configuração não se altera significativamente. Mesmo comparando com os motores análogos de quatro tempos, as diferenças não são muitas. Assim sendo, e como já havia sido referenciado, os motores a dois tempos acabam por ter muitos componentes semelhantes ao motor de quatro tempos (Figura 16).

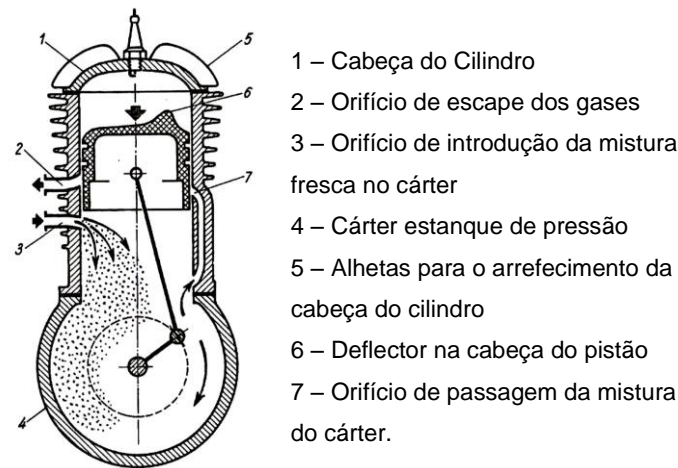


Figura 16: Esquema de motor a dois tempos (COSTA, et al., 2009)-Editado

Por conseguinte, logo à partida, colocam-se de parte alguns componentes que fazem deste, um motor mais simples quando comparado com o seu homólogo a quatro tempos. O motor a dois tempos dispensa as válvulas, a árvore de cames e as rodas dentadas que fariam a ligação entre a cambota e esta, levando a um *design* mais vantajoso no que concerne à quantidade de componentes móveis (Figura 17) (ALFRED, et al., 2012).

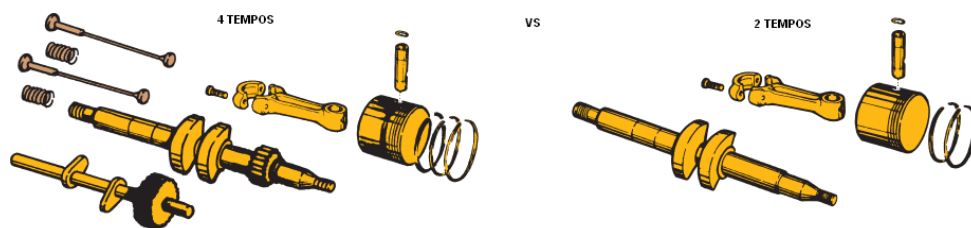


Figura 17: Componentes móveis de motor a quatro tempos VS dois tempos (ALFRED, et al., 2012) –Editado

Em relação aos seus princípios de operação, os motores a dois tempos dependem diretamente da posição dos orifícios dos cilindros. A localização destes determina o tempo correto da admissão, passagem da mistura do cárter para o cilindro e escape (Figura 18).

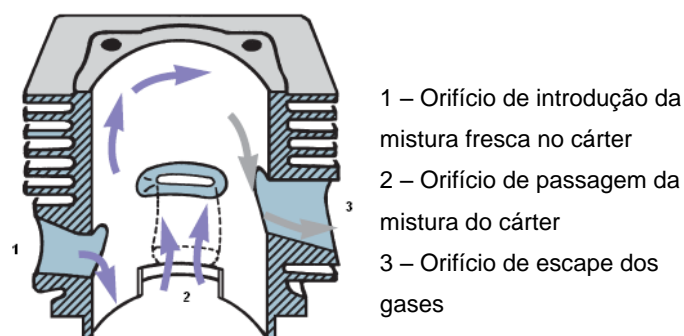


Figura 18: Ilustração de corte do cilindro (ALFRED, et al., 2012)- Editado

Durante a fase de ascensão do pistão, a pressão dentro do cárter desce, e o orifício de entrada da mistura fica descoberto. Como a pressão dentro do cárter é inferior à pressão atmosférica que se sente no exterior, o ar é forçado a passar no carburador e, por sua vez, para o cárter, de modo a equalizar essa pressão. Ao passar no carburador, devido à velocidade do ar e ao efeito do tubo de *venturi* (um aumento de velocidade leva a uma diminuição da pressão), a mistura (combustível + óleo) é extraída, e transportada para dentro do cárter, misturando-se com o ar. Uma vez no interior do cárter, esta mistura, mais especificamente o óleo lubrificante, desempenha a sua função enquanto não é transferido para a parte superior do cilindro através do orifício específico, ou seja, enquanto o pistão não descer (Figura 19) (ALFRED, et al., 2012).

Ao mesmo tempo que se dá a admissão, durante a ascensão do pistão, a mistura que tinha sido admitida na subida do pistão do ciclo anterior é agora comprimida a uma razão aproximada de 1/10 do seu volume original (Figura 19-A).

Estando agora o pistão no ponto morto superior, estão reunidas as condições para ocorrer a ignição da mistura, provocada pela vela, e assim dar-se a combustão (Figura 19-B). É de salientar que, nestes motores, no arranque, a ignição coincide com o ponto morto superior. No entanto, por uma questão de eficiência a altas rotações, a ignição é antecipada para antes do ponto referido, de modo a que as pressões sejam máximas no ponto de amplitude superior máxima do pistão. Deste modo, o pistão desce com mais força, resultando numa melhor eficiência de funcionamento do motor.

Após a combustão da mistura, a pressão no cilindro é elevada ao extremo e leva à descida do pistão com a máxima força. Esta força é transformada em rotação devido à biela e à cambota, que será posteriormente transmitida, neste caso específico, ao hélice. Há ainda a referir que o pistão ao descer, liberta o orifício de escape, por onde a maior parte dos gases quentes provenientes da combustão são expelidos (Figura 19-C).

A totalidade dos gases da combustão é expelida quando, ainda durante o movimento da descida, o orifício de passagem de mistura do cárter é desimpedido pelo pistão, e assim aberto. A entrada da nova mistura a alta pressão expulsa os gases sobrantes da combustão para fora do cilindro. Tal é possível porque ao descer o pistão comprime a mistura presente no cárter, o que faz com que a mistura passe para a parte superior do cilindro a alta pressão. Esta nova mistura, além de empurrar os restos da queima anterior, é também responsável pelo arrefecimento do cilindro (Figura 19-D).

Resumidamente, este ciclo sintetiza-se em dois cursos, um de subida e outro de descida. Sendo que durante a subida dá-se a admissão e a compressão. No topo do curso do pistão, dá-se a ignição e combustão da mistura iniciando-se o processo de descida, o que leva à expansão e escape, dando-se assim como concluído o ciclo dos motores a dois tempos (ALFRED, et al., 2012).

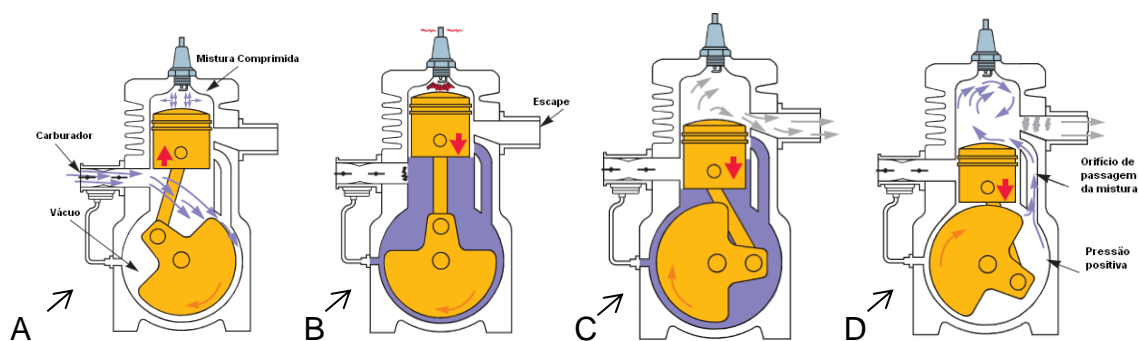


Figura 19: Funcionamento dos motores a dois tempos (ALFRED, et al., 2012)

Consumo Específico

Uma característica de performance que é comum a todos motores aeronáuticos, independentemente do seu ciclo de funcionamento, é o consumo de combustível. Contudo, na aeronáutica, o consumo de combustível por hora ou

distância não é o mais relevante. Normalmente recorre-se ao consumo por unidade de potência, vulgarmente conhecido por consumo específico (SFC) para caracterizar o motor. Tal facto justifica-se que para um mesmo motor, em distâncias iguais, percorridas no mesmo espaço de tempo, ao se utilizarem hélices diferentes, os consumos de combustível serem igualmente diferentes. Tendo em conta o consumo específico de cada motor para cada hélice, quando o que se pretende é o melhor consumo, o critério de escolha é o que tiver o menor valor. Assim, depreende-se que para uma mesma unidade de potência, o que tem o menor valor de consumo específico é o que necessita de menor quantidade de combustível para gerar essa mesma potência. O consumo específico varia mediante a massa de combustível consumida por hora (kg/h) e com a respetiva potência ao veio (P_v). Esses cálculos são feitos através da seguinte fórmula (U.S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION, 2012):

$$SFC = \frac{kg/h}{P_v} \quad (1)$$

2.3.3 Hélices

No âmbito desta tese, importa também referir o componente utilizado nos motores dos UAV do CIAFA, responsável por transformar a energia mecânica do motor em energia cinética da aeronave, o hélice. Estes podem ser de passo fixo ou variável (hélice com capacidade de rodar as posições das pás, alterando assim a distância percorrida em cada rotação). Contudo, e como os hélices operados no CIAFA são de passo fixo, a temática a abordar em seguida será apenas neste âmbito.

Como anteriormente exposto, de modo a transformar a energia mecânica do motor em energia cinética da aeronave, o hélice absorve na totalidade a potência proveniente do motor (excetuando-se os casos em que o alternador/gerador de energia elétrica está ligado ao veio do motor), fazendo-se rodar e por sua vez criando impulso. Esse impulso obedece ao princípio de Bernoulli (relação entre velocidade e pressão, maior velocidade menor pressão e o contrário), bem como à 3ª lei de Newton, uma vez que as superfícies aerodinâmicas das pás do hélice na sua rotação geram uma diferença de pressão antes e após o hélice, o que provoca a aceleração da massa de ar, impulsionando-a para trás. Estes podem ainda ser do

tipo “puxa ou empurra”, dependendo da posição em que são colocados, se à frente da aeronave (“puxa”) ou na parte de trás (“empurra”).

O hélice (Figura 20) consiste basicamente em duas ou mais pás, fixas a um cubo. Por sua vez, este cubo está ligado a um veio proveniente do motor. Assim, é possível verificar que tal como uma asa, o hélice acaba por ter todas as suas designações, até mesmo a do intradorso da asa, chamado aqui de traseira da pá, e de extradorso ou no hélice a face da pá (a que fica de frente para o sentido do movimento) (JEPPESEN, 2001).

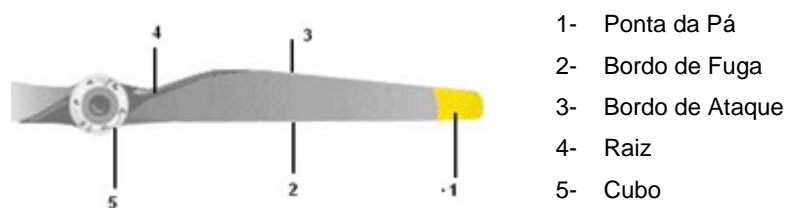


Figura 20: Hélice e respetiva legenda (THAI TECHNICS, 2002)-Editado

Para melhor caracterizar o hélice, existem alguns ângulos (Figura 21) que merecem destaque, sendo eles o ângulo da pá, ângulo de ataque e o ângulo do hélice (JEPPESEN, 2001).

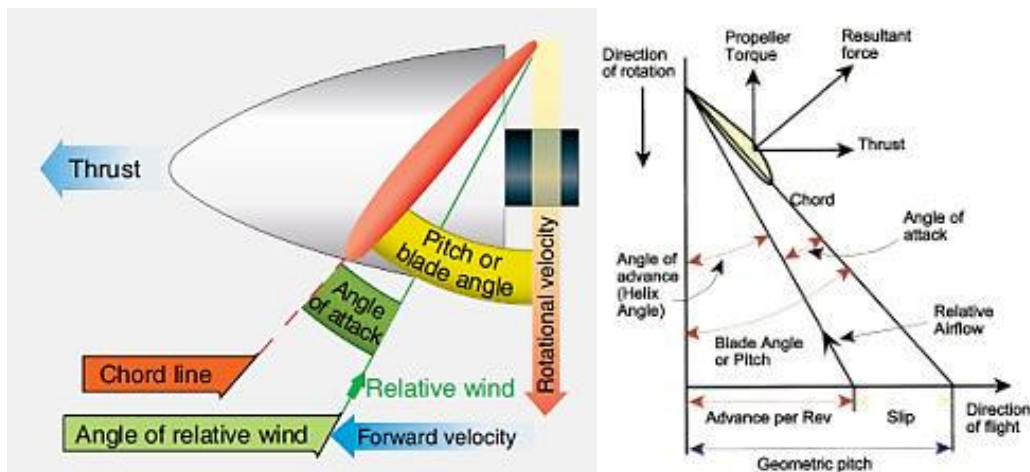


Figura 21: Dois exemplos dos diferentes ângulos de caracterização do hélice (U.S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION, 2012) (JEPPESEN, 2001)

Por definição, o ângulo da pá - *Blade Angle* - (Figura 22) é o ângulo formado entre a corda do perfil e o plano de rotação do hélice (JEPPESEN, 2001).

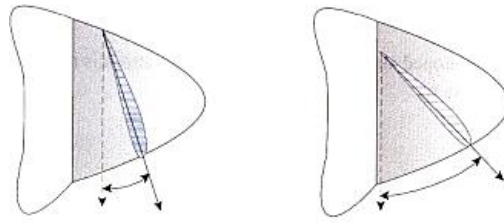


Figura 22: Diferentes ângulos de pá (passo fino e passo grosso) (JEPPESEN, 2001)

O ângulo de ataque (Figura 23) é definido como sendo o ângulo formado entre a corda e o vento relativo. Vento esse que resulta da soma do vetor da velocidade linear da pá com a velocidade de avanço do hélice (JEPPESEN, 2001).

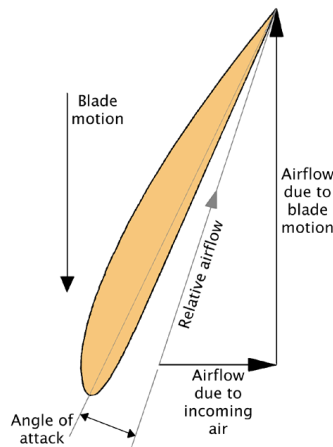


Figura 23: Ângulo de ataque da pá (VORKOETTER, 2002)

Por último, o ângulo do hélice - *Helix Angle* - (Figura 24), é formado entre o plano de rotação do hélice e o vento relativo (CADETE, 2013).

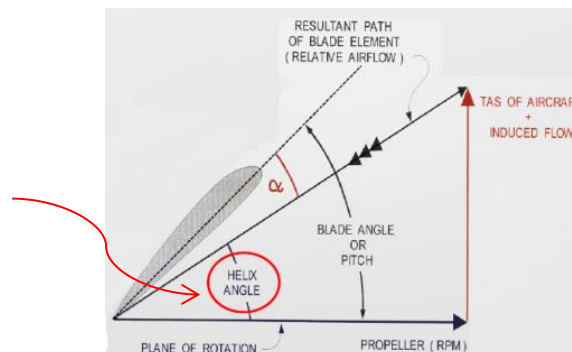


Figura 24: Ângulo do hélice (CADETE, 2013)

No que toca aos hélices de passo fixo, como é o caso dos hélices operados pelo UAS focado âmbito da dissertação, existe uma desvantagem que deve ser tida em conta. O vento relativo depende da velocidade do ar verdadeira (*True AirSpeed-TAS*), uma vez que esta dita a velocidade de avanço do hélice. Sabe-se ainda, que o vento relativo depende também da rotação do hélice, nomeadamente da sua velocidade linear. Depreende-se por isso que o vento relativo depende assim da TAS e das RPM. Ora se o ângulo de ataque é o ângulo formado entre o vento relativo e a corda média da pá, logo, o que acontece é que, um aumento da TAS reduz o ângulo de ataque, e que uma diminuição da TAS cria o efeito contrário (Figura 25).

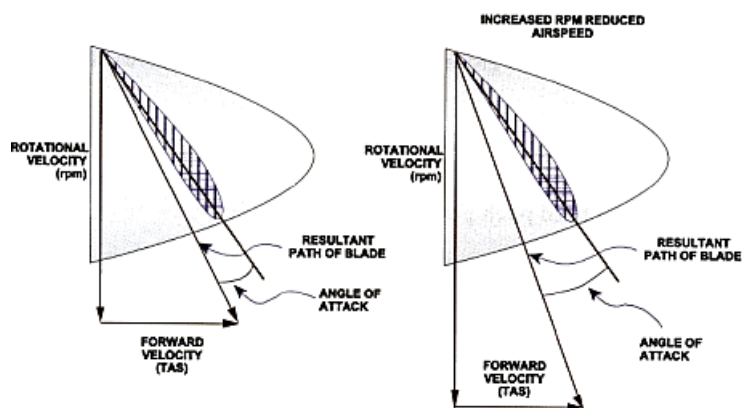


Figura 25: Redução de TAS e aumento da RPM (JEPPESEN, 2001)

A alta TAS com baixas RPM (por exemplo uma descida planada), possibilita-se a redução do ângulo de ataque a zero, enquanto que, a baixa TAS com altas RPM (por exemplo numa subida), permite-se colocar as pás ou hélice em perda (sem sustentação). É notório que ambos os casos são extremos, ineficientes e indesejáveis, no entanto são possíveis de ocorrer. A conclusão que se retira é que para um dado ângulo de picada da aeronave, o hélice só tem um funcionamento eficiente para determinada combinação de TAS e RPM. A eficiência¹ atingível deverá ser entre 80-90% (JEPPESEN, 2001).

Esta situação apresenta-se como uma desvantagem pois num gráfico da eficiência em função da velocidade (Figura 26), um hélice de passo fixo apresenta apenas uma linha pela qual a operação se deve reger, ao passo que, nos hélices de

¹ Eficiência do hélice= (potência de impulso/potência do motor)*100%

passo variável existe um intervalo de valores que graças à capacidade de variar o passo, permite manter a operação do hélice em diversas velocidades com a maior eficiência possível.

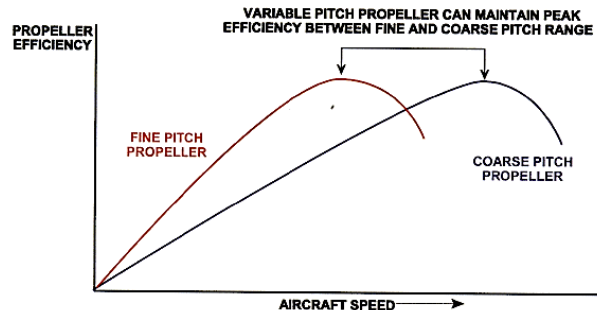


Figura 26: Gráfico de Eficiência do Hélice para um hélice de passo variável (JEPPESEN, 2001)

Com efeito, o facto de um hélice ser de passo fixo, deixa-o mais suscetível a variações da eficiência durante o voo, contudo, estes acabam por ser mais económicos e simples.

Os hélices, ao propulsionarem as plataformas aéreas, têm forças aplicadas sobre eles, entre as quais as forças aerodinâmicas, como a força propulsora e o torque, que justificam a sua existência. No caso da propulsão (Figura 27), é a componente da força aerodinâmica perpendicular ao plano de rotação do hélice, sendo em virtude desta que a aeronave adquire força propulsora. Quanto ao torque, afirma-se como sendo o momento criado no plano de rotação, de sentido oposto à esta, resultado da componente da força aerodinâmica paralela ao plano de rotação (CADETE, 2013).

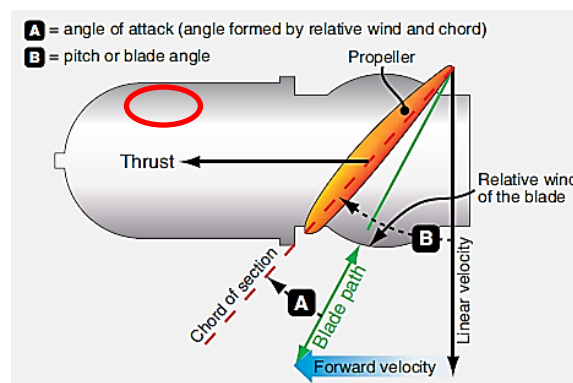


Figura 27: Representação da força propulsora (*Thrust*) (U.S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION, 2012)

De todas as outras forças aplicadas no hélice (Figura 28), contam-se: a força centrífuga; a força de flexão do torque; a força de flexão; o momento de torção aerodinâmica; e o momento de força centrífuga (U.S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION, 2012).

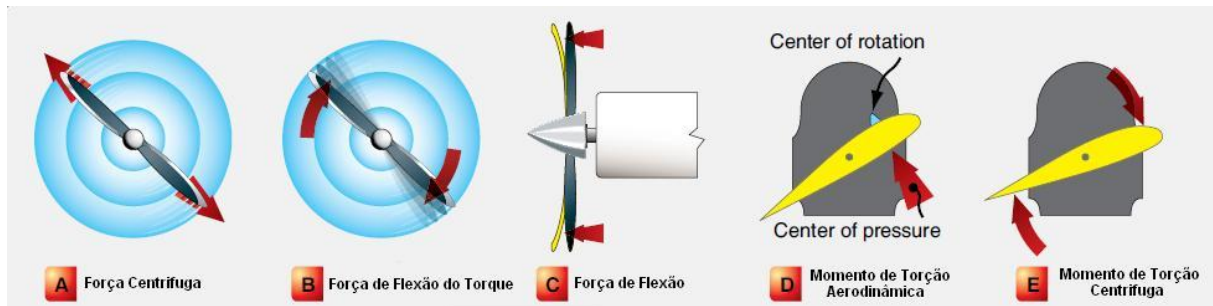


Figura 28: Representação das forças aplicadas no hélice (U.S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION, 2012)- Editado

A força centrífuga é aplicada na direção do hélice com sentido para fora do deste. Corresponde à força que tende em expulsar as pás do cubo do hélice, lançando-as para fora do centro de rotação deste.

A força de flexão do torque apresenta-se como uma forma de resistência do ar, ou seja, tende a formar uma flexão nas pás do hélice para a direção oposta à rotação deste.

A força de flexão traduz-se, como o próprio nome indica, na flexão das pás do hélice no sentido do movimento da aeronave. Uma situação justificada pela carga aplicada no hélice durante a sua operação, quando este está a criar a força propulsora. É assim causada pela força do impulso gerada pelo hélice que tende a dobrar as pontas das pás para a frente.

O momento de torção aerodinâmica corresponde ao momento que é gerado pelo facto do centro de pressões da força resultante não ser coincidente com o eixo de rotação do ângulo da pá.

Por último, o momento de torção centrífuga é o momento que tende em fazer com que todos os elementos da pá, da raiz à ponta, rodem no plano perpendicular ao eixo da rotação do hélice. Esse momento tem a vantagem de se sobrepor ao

momento anteriormente descrito (torção aerodinâmica), reduzindo o ângulo da pá (U.S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION, 2012).

Existem ainda outros parâmetros respeitantes aos hélices, a partir dos quais é possível determinar o seu desempenho. Os parâmetros em questão são os coeficientes de impulso, de torque e de potência bem como, o rendimento do hélice. Estes parâmetros, para serem analisados, são descritos em gráficos, em função da razão de avanço.

Dá-se o nome de razão de avanço (J) ao valor adimensional (que não tem unidades), definido pela velocidade da aeronave (v), rotações por segundo (RPS) e diâmetro do hélice (D) (RODRIGUES, 24). Deste modo, a razão de avanço é dada por:

$$J = \frac{v}{RPS * D} \quad (2)$$

Já o coeficiente de impulso (C_T), permite observar a variação de impulso de um hélice, uma vez mais de um modo adimensional. Este é assim definido pelo impulso (T), massa específica do ar (ρ), rotações por segundo (RPS) e diâmetro do hélice (D) (SPAKOVSKY, 2007). O coeficiente de impulso pode ser calculado como:

$$C_T = \frac{T}{\rho * RPS^2 * D^4} \quad (3)$$

Tipicamente C_T varia com J de acordo com o gráfico da Figura 29.

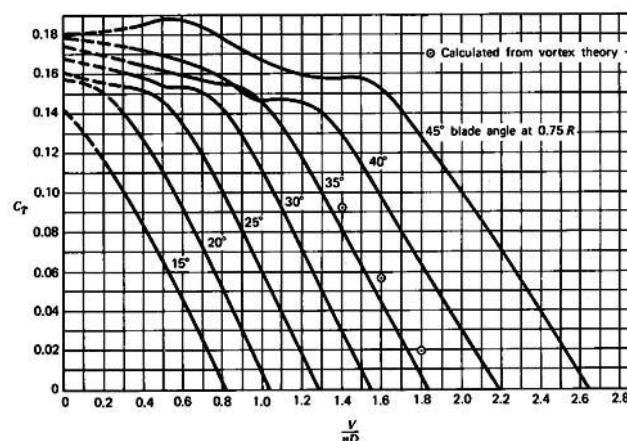


Figura 29: Coeficiente de Impulso (C_T) em função da Razão de Avanço (J) (MCCORMICK, 2007)

No caso do coeficiente de torque (C_Q), à semelhança do anterior, permite observar a variação do torque do hélice, num modo adimensional. Assim, este é definido pelo torque (Q), massa específica do ar (ρ), rotações por segundo (RPS) e diâmetro do hélice (D) (SPAKOVSKY, 2007). É possível calcular o coeficiente de torque através da equação:

$$C_Q = \frac{Q}{\rho * RPS^2 * D^5} \quad (4)$$

O último dos coeficientes é o de potência (C_P). Como todos os outros já referenciados, o coeficiente de potência permite compreender o comportamento da mesma com a variação da razão de avanço. Este depende da potência (P), massa específica do ar (ρ), rotações por segundo (RPS) e diâmetro do hélice (D) (SPAKOVSKY, 2007). É possível determinar-se o coeficiente de potência através da fórmula:

$$C_Q = \frac{P}{2\pi * \rho * RPS^3 * D^5} = 2\pi * C_Q \quad (5)$$

Tipicamente um gráfico do coeficiente de potência em função da razão de avanço apresenta-se como o da Figura 30. Simultaneamente, o gráfico correspondente ao coeficiente de torque, é também semelhante ao do coeficiente de potência uma vez que ambos diferem um do outro por uma constante (2π).

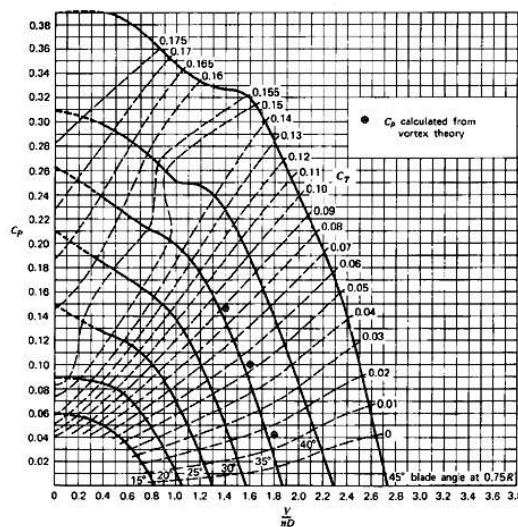


Figura 30: Coeficiente de Potência (C_P) em função da Razão de Avanço (J) (MCCORMICK, 2007)

Por fim, o último dos parâmetros a analisar que descreve o desempenho do hélice é o seu rendimento (η), sendo função da razão de avanço. Este resulta da razão entre a potência útil (P_u) e a potência ao veio (P_v). A potência útil depende da força propulsora (T) e da velocidade da aeronave (v). Enquanto que a potência ao veio está dependente do torque (Q) e das rotações por segundo do hélice (RPS) (SPAKOVSKY, 2007). Tanto o rendimento como as diferentes potências calculam-se através de:

- Potência útil:
$$P_u = T * v \quad (6)$$

- Potência ao veio:
$$P_v = 2\pi * RPS * Q \quad (7)$$

- Rendimento:
$$\eta = \frac{P_u}{P_v} = \frac{T*v}{2\pi * RPS * Q} \quad (8)$$

Regra geral, um gráfico de rendimento em função da razão de avanço, é semelhante ao indicado na Figura 31.

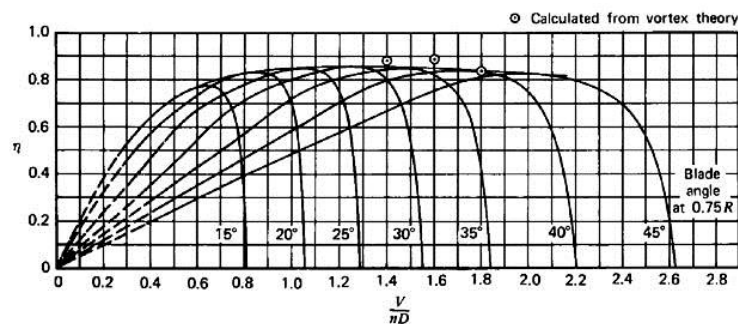


Figura 31: Gráfico de rendimento do hélice (η) em função do passo (J) (MCCORMICK, 2007)

Importa ainda realçar outra característica de cada hélice, o seu passo (Figura 32). Sucintamente, o passo corresponde à distância horizontal percorrida por um dado ponto do hélice durante uma rotação completa. Assim, o passo será tanto maior quanto maior for a força propulsora do hélice em questão.

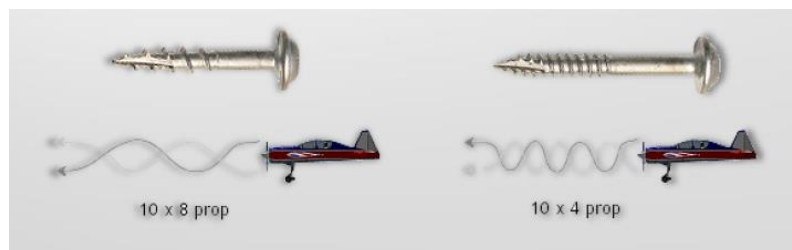


Figura 32: Representação do passo (CADETE, 2013)

É possível constatar na Figura 32, que a nomenclatura usada para identificar o hélice apresenta-se no formato *diâmetro x passo*, sendo as medidas em polegadas. O que permite concluir que numa mesma distância, o hélice com o maior passo (o da esquerda), não terá que executar tantas rotações quantas as de um hélice com menor passo (o da direita). Ainda, se se tomar como exemplo o hélice da esquerda 10x8, significa então que o diâmetro é de 10 polegadas e que por cada rotação do hélice este desloca-se 8 polegadas.

3 Sistemas Propulsores no ANTEX-X02 Alfa Extended

Os sistemas propulsores operados pelos UAS do CIAFA são motores alternativos e o Alfa Extended não é exceção, operando sistemas propulsores alternativos a dois tempos.

Apesar da sua simplicidade, este motor é complexo devido à mistura que lhe é introduzida. Esta mistura, de óleo lubrificante e combustível, deve ser colocada em proporções rigorosamente corretas de modo a não comprometer nem a lubrificação que é feita pela própria mistura, nem a combustão que é executada pela parte de combustível. Uma falha na combustão ou na lubrificação podem resultar numa falha do sistema propulsor e, conseqüente insucesso da missão, causando problemas de segurança. É importante salientar que a mistura inserida no depósito deverá seguir os requisitos preestabelecidos pelo fabricante.

O próximo passo consiste em descrever os três motores alternativos a dois tempos operados pelo Alfa Extended, não descurando o quarto motor, este elétrico, parte integrante do desenvolvimento desta dissertação.

No final, compilam-se os dados mais importantes destes sistemas propulsores num pequeno manual de operação, com o objetivo de facilitar a consulta por parte do núcleo de operações do CIAFA [Anexo A].

3.1 Motor Toni Clark- Zenoah Titan ZG20

O motor ZG20 (Figura 33) é um motor a dois tempos de um cilindro proveniente da Toni Clark. Com apenas 20,1cm³, é capaz de produzir uma potência de 1,73hp (às 11000 RPM), e um torque de 1,23Nm (às 9000 RPM). A sua massa, incluindo o motor, escape, carburador e o sistema de ignição, é de 1240g.



Figura 33: Motor Toni Clark- Zenoah Titan ZG20 (TONI CLARK, 2013)

O sistema de ignição deste motor é alimentado por uma bateria. Tal fator é limitativo no sentido em que assim que a bateria se esgota, o motor desliga-se automaticamente, pois não tem corrente para gerar a faísca na vela de ignição. Esta paragem é efetuada quando a bateria fornece apenas uma voltagem de 3V e uma corrente de 45mA, sendo que a bateria aconselhada seja uma LiPo cell de 2000 a 2500mAh de capacidade e uma voltagem de 3,7V que poderá estender-se no máximo a 4,8V.

Em relação à vela de operação, deverá ser a *Champion Y82*. Apesar de outras poderem parecer ou ter características idênticas, o fabricante esclarece especificamente que nenhuma outra deverá ser usada.

No que concerne à sua operação normal, recomenda-se o uso do óleo lubrificante BEL-RAY H1R. Quanto às suas proporções, em operação normal são de 1:50, ou seja, uma parte de óleo para 50 de mistura, ou em percentagem, 98% de combustível e 2% de óleo. Durante a rodagem inicial do motor, o rácio da mistura deve ser diferente, e assim na razão de 1:40, ou seja, 2,5% de óleo e 97,5% de combustível. Também é possível o uso de outros óleos lubrificantes, apenas têm de ser de alta qualidade e ter uma composição 100% sintética, independentemente do fabricante. Para estes, a razão para operação normal é de 1:40 e na rodagem inicial do motor de 1:30.

Relativamente à rodagem, é sem dúvida uma fase determinante na vida do motor. Uma rodagem inicial do motor previne eventuais avarias e prolonga a sua vida útil de operação. No caso específico do ZG20, para a rodagem inicial aconselha-se a operação de pelo menos 5l de mistura nas proporções acima descritas. Quanto à limitação imposta durante este período no que concerne às RPM, não é dado nenhum valor descrito pelo fabricante, apenas é referido que durante o primeiro reservatório (considera-se o volume de 500cm³ de combustível, uma vez que é esta a dimensão do reservatório a que se refere o manual), deve evitar-se a operação prolongada acima de meio/três quartos de acelerador. O voo deve ser constituído por curtos regimes de acelerador a fundo e longos de aceleração mínima (*relantim- iddle*). Após o primeiro reservatório pode-se aumentar os regimes de acelerador a fundo, e após o quinto é possível operar o motor

livremente em qualquer regime. É ainda de salientar que se esta rodagem for feita em banco de ensaio, os períodos acima descritos devem ser prolongados, ou seja, não deve ser considerado apenas o reservatório como referência, mas sim mais que este (por exemplo um reservatório e meio, 750cm³).

Quanto à manutenção deste motor, o fabricante garante que este não necessita de atenção especial, uma vez que é um motor bastante sólido (com elevado nível de fiabilidade). Porém, de tempo a tempo, aconselha-se que seja verificado o aperto dos parafusos constituintes do motor. Para tal deve seguir-se a tabela de aperto dos mesmos, presente no manual, expressa em Nm, sendo imprescindível uma chave de torque (dinamométrica) para se poder executar ou confirmar o aperto dos parafusos. O fabricante recomenda ainda que o melhor aperto não é o físico, mas sim o indicado, não colocando assim a vida útil do motor em causa (TONI CLARK, 2006).

3.1.1 Hélices

São inúmeros os hélices recomendados pelo fabricante, encontrando-se devidamente indicados no respetivo manual do motor. Os que mais se recomendam, devido à elevada performance em conjunto com o desempenho do motor são os 16x8 APC, N17x8 APC e 15x10 APC (quando se tem problemas com a *clearance*/distância ao chão). Apesar de provocarem mais ruído e menos impulso, são ainda indicados hélices da MENZ-S, os 15x8, 16x6 e 16x8. São ainda aconselhados hélices de fibra de carbono, capazes de produzirem menor ruído, podendo ser 15x11, 16x8 *Pro*, 16x10 ou 15x11 *Super Silence* (três pás). Contudo, no manual do motor, ainda é feita referência a mais um hélice, mais propriamente na tabela de RPM máximas, trata-se do hélice 15x8 APC (TONI CLARK, 2006).

Para caracterizar ao máximo este motor, reuniram-se os hélices descritos no manual e que o CIAFA tem em *stock*. Sempre que um hélice não fazia parte deste *stock*, procedia-se à escolha de um semelhante, ou então, não existindo essa hipótese, o hélice teria que ser descartado. Deste modo os hélices escolhidos para a análise foram:

- APC: 15x8, 16x8 e 17x8 (em substituição do N17x8 recomendado pelo fabricante);

- GRAUPNER: 15x10 (uma vez que não se tem o mesmo da APC), 16x8 (para comparar a performance relativamente ao seu análogo da APC);
- MENZ-S: 16x8L (hélice esquerdo, em substituição do recomendado 16x8 e onde se poderão retirar os dados de desempenho como se deste se tratasse).

3.2 Motor Toni Clark- Zenoah Titan ZG26SC

O sistema de propulsão ZG26 (Figura 34) é um motor de combustão interna de um cilindro a dois tempos e que, à semelhança do ZG20, é produzido pela Toni Clark. O ZG26 é o único motor operado no CIAFA com sentido de rotação anti-horário, sendo os hélices esquerdos operados por este, não permitindo a sua operação por qualquer outro motor, uma vez que todos os outros operam no sentido horário. Este motor tem uma câmara de combustão de $25,4\text{cm}^3$, um curso do pistão de 28mm, produzindo uma potência de 2,2hp podendo ser aumentada até mais de 3hp com aplicação de um escape de *performance*, disponível para este motor. A sua massa é de 1425g, não incluindo o escape.



Figura 34: Motor Toni Clark- Zenoah Titan ZG26SC (TONI CLARK, 2013)

A grande novidade deste sistema propulsor é a composição do pistão. Composto por um único segmento, fino, de alto rendimento, reduz consideravelmente o atrito com a superfície do cilindro ao descrever o seu curso. Este sistema além de permitir maior desempenho pela redução do atrito, permite uma menor velocidade de rotação em *idle* sem risco do motor se apagar.

Outra das características relevantes deste motor é o modo de ignição, não sendo alimentado a bateria. O sistema comporta uma ignição de magnetos, tornando-o mais fiável pois os magnetos são mais resistentes e toleram melhor o desgaste/fadiga. Além disso, o sistema de magnetos permite a independência de uma bateria para ignição, o que não acontece com o ZG20 e 3W, e portanto, não

representa um fator limitativo na operação. O magneto é capaz de gerar uma tensão de 30000V, o que faz com que, mesmo estando a vela de ignição “ensopada” de mistura, consiga gerar faísca e fazer o motor trabalhar.

Além de todas as melhorias acima referidas, o ZG26 tem ainda incorporado um silenciador, de modo a reduzir ao máximo o ruído produzido pelo seu funcionamento.

Este motor vem equipado de origem, com uma bomba de combustível mecânica acionada por vibração, o que faz com que o reservatório de combustível possa ser colocado em qualquer parte do avião, uma vez que a bomba provoca sucção no combustível e este não vai para o motor por ação da gravidade, como é comum. Aconselha-se que o reservatório em questão tenha uma capacidade de 500cm³ e um filtro de feltro.

No que concerne à mistura utilizada no ZG26, à semelhança do ZG20, o fabricante recomenda o uso do lubrificante BEL-RAY H1R, na razão de 1:50. Para o processo de rodagem, usa-se a proporção de 1:40, e desenrola-se de forma idêntica ao ZG20. Há apenas uma instrução complementar a ter em conta neste processo: deverá ser usado um hélice que execute uma transição suave entre regimes *idle* e *full throttle*, de modo a não esforçar de mais o motor, sendo no máximo o hélice 18x6L MENZ-S.

A vela de ignição a operar deve ser a RZ7C da marca Champion de 10mm.

À semelhança do ZG20, este motor é conhecido pelo seu elevado nível de fiabilidade, e como tal, não exige uma grande e intensiva manutenção. Assim a atenção é uma vez mais voltada para os apertos dos parafusos presentes no motor. Salienta-se ainda que, caso o motor não arranque à primeira, o defeito não é do carburador, e por conseguinte, ajustar os parafusos de mistura não é opção. O indicado é que após um longo período sem operação e caso o motor não arranque, deve-se colocar combustível apenas dentro do carburador, nunca mistura, uma vez que o combustível pertencente à mistura ter-se-á evaporado e apenas terá ficado óleo no carburador. O objetivo é que o óleo seco seja retirado de dentro do carburador e, para isso, é necessário aguardar uns dias para que o combustível que ficou dentro deste evapore (TONI CLARK, 2006).

3.2.1 Hélices

Para o motor ZG26 o fabricante recomenda que todos os hélices sejam da MENZ-S, sendo que devem ser o 18x6L ou o 18x8L para plataformas de operação mais lenta, assim como, o 17x8L ou o 16x10L para modelos rápidos. É ainda referido que ao escolher-se qualquer outro hélice, deve-se ter em conta o enorme decréscimo de torque disponível pelo motor abaixo das 7000 RPM. Para se saber se o motor pode operar qualquer outro hélice, o fabricante recomenda que se faça apenas um teste. Este consiste em levar o motor ao seu máximo com a aeronave no chão, ou seja, estático, se as RPM passarem das 7000, então poderá ser um hélice opcional para operação no ZG26 (TONI CLARK, 2006).

Tendo em conta uma vez mais o *stock* de hélices do CIAFA, adotaram-se os seguintes hélices para análise do presente motor:

- MENZ-S: 16x8L (a título adicional, uma vez que será usado para comparação no ZG20), 16x10L, 17x8L e 18x8L.

3.3 Motor 3w 28i

O motor 3w 28i (Figura 35) é um motor produzido pela 3W. Este sistema propulsor, à semelhança do anterior, possui um ciclo de funcionamento a dois tempos. Este distingue-se pela sua excelente relação peso/potência e fiabilidade. Esta versão poderá ser encontrada tanto nas versões para *pusher* ou *tractor*, ou seja, para colocação do motor na parte de trás do UAV, ou na frente, podendo o impulso criado ter um efeito de “empurrar” ou “puxar” a aeronave.



Figura 35: Motor 3W- 3w 28i (3W, 2012)

Segundo o fabricante, este sistema propulsor adequa-se a aeronaves com um peso máximo à descolagem de 8 a 23kg e o combustível usado para operação deve ser gasolina sem chumbo desde que superior a 92 octanas. O 3W tem um cilindro com 28cm³, um curso de pistão de 28mm, capacitado de uma potência máxima de

3,35hp e capaz de fornecer ao hélice, uma velocidade rotacional de 1500 a 8500 RPM. Incluindo o escape, este sistema tem uma massa de 1200g.

Uma das particularidades deste motor é o facto de incorporar um gerador a bordo (Figura 36), com uma massa de aproximadamente 0,5kg. Este gerador é capaz de fornecer continuamente 80W de potência para equipamentos eletrónicos a bordo. A unidade geradora de energia é ainda capaz de fornecer dupla voltagem, sendo ela de 6 e 12V. Para além de ser responsável por gerar a energia necessária para o funcionamento dos equipamentos eletrónicos, este gerador consegue ainda fornecer informações extra ao utilizador em terra (como a carga existente, a corrente da bateria gerada e voltagem, bem como as RPM do motor), através da comunicação do UAV para a *Ground Station*. Em caso de falha, este componente tem uma bateria de lítio que é acionada em cada *pre-flight check*, de modo a garantir uma corrente mínima em caso de falha de motor, ou muito baixas RPM, que não permitam o fornecimento de energia necessário à componente eletrónica do UAV, incluindo o próprio sistema de controlo das superfícies de voo.



Figura 36: Gerador acoplado ao motor 3W (UAV FACTORY, 2008)

Quanto à sua operação, como é regra dos motores a dois tempos, funciona com uma mistura de combustível com óleo lubrificante. A razão de mistura é de 1:50, à semelhança dos outros dois motores previamente apresentados, correspondendo assim a mistura a 2% de óleo lubrificante e 98% de combustível. O óleo usado deverá ser o 3W 2-stroke, sintético e de elevada qualidade, ou outro que corresponda às características deste. No que respeita ao combustível, apesar da indicação que deve ser gasolina sem chumbo superior a 92 octanas, o fabricante recomenda a de 98 octanas.

No que concerne ao processo de rodagem do motor, o fabricante sugere duas opções. Em ambas deve ser utilizado um óleo lubrificante de base mineral, uma vez

que ajuda a acelerar o processo, e deverá ser usado na razão de 1:30 ou 1:32, estando o motor equipado com um hélice mais pequeno. Outra das anotações do fabricante é que este processo seja feito inicialmente em bancada de teste durante uma hora e só depois poderá ser conduzido para voo. Durante o processo estático, o motor não deve atingir a potência máxima durante mais de 10s, pois não se verifica o mesmo arrefecimento que existiria caso este estivesse em voo. Após essa hora, o processo diverge então em duas opções, a primeira consiste em levá-lo para voo, usando a mistura já indicada por mais uma a duas horas, após as quais o processo de rodagem termina (totalizando duas a três horas de operação com a mistura indicada). A outra opção é continuar a operação estática, durante cerca de mais três horas, nas quais as rotações se devem manter entre 2000 e 2500RPM. Após este processo, dá-se o *terminus* da rodagem (totalizando assim quatro horas de rodagem de motor com a respetiva mistura). Há ainda a referir que o motor só se encontra 100% rodado ao perfazer entre as 12 e 20h de funcionamento.

Relativamente ao controlo das temperaturas, o fabricante indica que pode ser instalado um sensor entre a vela de ignição e a cabeça do cilindro (Figura 37), sendo que a temperatura deste jamais deverá exceder os 270°C, uma vez que acima de 300°C o pistão poderá partir. A temperatura ideal situa-se entre 180°C e 220°C, temperaturas estas em que o pistão, a vela e a câmara ficam sem restos da combustão. Valores abaixo dos 180°C são favoráveis à criação de carvão no topo do pistão (coroa), podendo provocar um funcionamento mais ruidoso do motor. Caso se registre uma produção excessiva de carvão, pode dar-se origem à formação de condições críticas e propícias a falhas nos componentes do motor, sendo portanto, a monitorização da temperatura da cabeça do cilindro importante.



Figura 37: Vela de ignição colocada na cabeça do cilindro, local de aplicação do sensor térmico

Uma vez referida a vela de ignição, importa referenciar que segundo o fabricante, esta deverá ser a CM-6 da NGK. Também a vela poderá ser considerada um sensor térmico, uma vez que a sua cor, na parte interna ao cilindro, revela as temperaturas por este operado. Deste modo a cor de operação normal deverá

apresentar uma tonalidade entre o castanho ligeiro e o intenso. Caso esta atinja o tom cinza, é sinal de sobreaquecimento do cilindro.

No que toca à manutenção, no manual do motor não é feita qualquer referência. Contudo, e como parte integrante deste, existe uma secção de resolução de problemas do motor, que deve ser consultada assim que se suspeite de algum problema (3W MODELLMOTOREN GMBH, 2013).

3.3.1 Hélices

O fabricante do 3W, não faz qualquer referência à marca dos hélices a usar na operação. Indica apenas modelos de hélices de duas e três pás. Os hélices de duas pás indicados são o 16x10, 18x8, 18x10 e o 20x8. No caso dos hélices de três pás, aconselha-se o uso dos modelos 16x8 e 16x10 (3W MODELLMOTOREN GMBH, 2013). Uma vez mais e indo ao encontro dos hélices já adquiridos pelo CIAFA, decidiu-se escolher os seguintes:

- APC: 16x10 e 20x8;
- GRAUPNER: 16x10 (para se poder comparar resultados com o análogo APC), 18x8 e 18x10.

3.4 Motor Hacker A60-18M

O sistema propulsor HACKER A60-18M (Figura 38), é um motor elétrico do fabricante HACKER- *Brushless Motors*.



Figura 38: HACKER A60-18M (HACKER, 2014)

Este motor tem uma potência máxima de 2200W (2,95hp), e uma capacidade de 190Kv, ou seja, é capaz de 190 RPM por cada V de tensão dado ao motor. A sua massa é de 760g e necessita de uma corrente contínua de 42A, sendo que a corrente máxima (durante o máximo de 15s), poderá ir até 55A e em *idle* até 1,8A.

Para alimentar este motor deverão ser usadas baterias LiPo compostas entre 10 a 12 células. Todas estas características, segundo o fabricante, podem fazer operar uma plataforma aérea até aos 20kg. Já o controlador de velocidade ou variador (Figura 39), deverá ser de 77 a 99A, *brushless*, tendo como limite 9000 RPM.



Figura 39: Variador usado com o motor HACKER A60-18M

De acordo com as instruções de operação dadas pelo fabricante, pode-se constatar que garantem uma satisfação a longo termo do Hacker A60-18M. Aconselha-se o uso de parafusos na fixação do mesmo, com comprimento não superior ao recomendado, uma vez que podem danificar o motor ao serem apertados. Outra das recomendações prende-se com as temperaturas. Neste âmbito, o uso deste motor não deverá ser efetuado com temperaturas superiores a 65°C. Estas poderão advir do uso de hélices demasiado grandes ou danos no veio do motor, que ao aumentarem o esforço do mesmo, levam ao aumento da sua temperatura. O uso do motor sem nenhum hélice pode também causar danos, uma vez que irá rodar a RPM excessivas. Estes motores apenas podem ser alimentados por baterias ligadas a variadores apropriados para o efeito, e jamais deverão ser ligados à corrente elétrica pública (HACKER BRUSHLESS MOTORS, 2010).

4 Análise em Túnel de Vento

Após a abordagem e compreensão dos pré-requisitos temáticos essenciais ao sucesso dos testes, inicia-se a fase prática propriamente dita, indo de encontro aos objetivos previamente definidos: “*Integração da informação de temperatura e consumo instantâneo de combustível (Fuel Flow) nos testes em túnel de vento;*” e “*Testes de análise de desempenho dos sistemas propulsores em túnel de vento;*”.

Como fruto do desenvolvimento de alguns trabalhos anteriores foi concebida uma bancada para aplicação de motores alternativos, nomeadamente, para o ZG20 e ZG26, bem como para o 3W, com uma pequena adaptação. Esta bancada consiste numa fuselagem de um UAV Alfa, sendo suficiente para testar os motores aí montados.

Ao longo destes testes, determina-se o torque e o impulso criados pelo hélice, as temperaturas da cabeça do cilindro e consumo instantâneo dos motores.

4.1 Metodologia dos Testes

A análise do desempenho do sistema propulsor pode-se dividir em duas partes: análise de desempenho dos hélices e análise de temperatura e consumo de combustível dos motores.

A análise do desempenho dos hélices é realizada recorrendo a um motor elétrico, onde é possível instalar um sensor de força/torque e um sensor de RPM. Esta montagem permite determinar a força e torque criados por cada hélice, de forma a obter o seu rendimento e selecionar o mais eficiente para cada motor. Ao mesmo tempo, permite criar um registo dos hélices testados, e que podem ser utilizados noutro motor que não os do âmbito desta dissertação.

Na segunda parte do trabalho prático determina-se o desempenho dos três motores. Neste caso, os sensores em questão são o de temperatura da cabeça do cilindro do motor e o de consumo instantâneo (*fuel flow meter*) que permitem recolher dados sobre a gama de temperaturas a que o cilindro dos motores opera durante o voo, e, em simultâneo, aferir os consumos com um sensor rigoroso (calibração de fábrica). Para estes ensaios é utilizado apenas um hélice por motor. A sua seleção é feita do grupo de hélices operados atualmente pelo CIAFA, com base

nos resultados obtidos na primeira parte. Após rigorosa análise, os hélices escolhidos foram aqueles que geram mais propulsão e torque, de modo a que, em caso de incerteza em relação aos consumos, os valores obtidos sejam em excesso e nunca por defeito. É de salientar que o CIAFA não opera todos os hélices que são testados nesta tese, pelo que o hélice selecionado para este ensaio pode não corresponder ao hélice que apresenta os maiores valores de força e torque. Assim sendo, os eleitos foram o 16x8 APC, 17x8L MENZ-S e o 18x10 GRAUPNER, respetivamente para os motores ZG20, ZG26 e 3W.

Apesar de todos estes ensaios serem realizados em túnel de vento, podendo ter discrepâncias com a operação real em voo, tenta-se reproduzir ao máximo o que seria a sua operação real, para que os dados retirados destes testes práticos sejam proveitosos para a FA, nomeadamente para o CIAFA.

4.2 Instrumentação

A instrumentação é uma das fases cruciais numa análise prática. A precisão dos resultados obtidos depende muito dos sensores selecionados, pelo que estes devem ser escolhidos de forma criteriosa e rigorosa. Há que ter em conta os seguintes instrumentos:

- Sensor de RPM
- Fonte de Alimentação
- Controlador de Motor
- Sensor de Força
- Sensor de Torque
- Amplificador de Sinal
- Sensor de Temperatura
- Sensor de Consumo Instantâneo
- Osciloscópio
- Contador de Frequências

4.2.1 Sensor de RPM

Para determinar as RPM do motor, decide-se utilizar um sensor ótico. Este é o que já existia no CIAFA, o ROS-W – *Remote Optical Sensor*, da *Monarch*

Instruments, uma vez que é compatível com toda a panóplia de testes a serem executados e tinha sido utilizado noutro trabalho desenvolvido no CIAFA (FONSECA, 2010). As suas características são:

- Gama de leituras: 1 – 250000 RPM;
- Distância máxima de deteção: 0,9m;
- Voltagem de alimentação: 1 – 15V;
- Sinal de saída: simétrico à voltagem de alimentação.

Este sensor determina a frequência com que o feixe ótico é refletido pelas pás do hélice. Para converter a frequência para RPM é necessário multiplicar o valor lido por 30, tendo em conta que o sensor vai indicar uma frequência que é o dobro da real (leitura das duas pás).

Após a instalação, é necessário verificar a conformidade do sensor através de algumas validações. Deve verificar-se também que o valor das RPM durante o funcionamento se mantém estável. A confirmação visual de funcionamento é uma luz vermelha no interior do sensor e um led verde na retaguarda deste, que acende a cada deteção (Figura 40).

Como alternativa, o motor 3W permite recolher as RPM através da caixa de controlo de ignição. Esta tem uma saída que indica a frequência de ignição da vela, coincidente com as RPM do motor. Para ter acesso a esta informação liga-se esta saída ao osciloscópio ou a um contador de frequências.



Figura 40: Instalação e validação de funcionamento do Sensor Ótico

4.2.2 Fonte de Alimentação

Para toda a instrumentação operar em conformidade, é necessário uma fonte de alimentação. Uma vez mais são utilizadas apenas fontes de alimentação já

existentes no CIAFA (Figura 41). Neste caso, utilizam-se as fontes de alimentação da TTI (*Thurlby Thandar Instruments*), o modelo EL302D *DUAL POWER SUPPLY*:

- Voltagem: 0 – 30V;
- Amperagem: 0 – 2A;
- Duas saídas de alimentação.



Figura 41: TTI EL302D *DUAL POWER SUPPLY* existente no CIAFA

4.2.3 Controlador de Motor

Para controlar a operação dos motores, é utilizado um controlador de motor (Figura 42). Assim, é escolhido um controlador previamente utilizado e elaborado por militares do CIAFA e, como tal, não possui uma ficha técnica explícita das suas normas de funcionamento. Sabe-se apenas que:

- Voltagem de alimentação: 5V;
- Voltagem de saída: 0 – 5V.

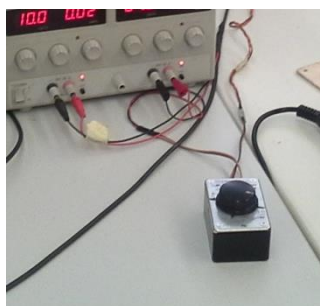


Figura 42: Controlador de motores adotado para os Testes

4.2.4 Sensor de Torque e Força

Relativamente ao sensor de torque e força, usou-se o M-2396 da *Lorenz Messtechnik* (Figura 43), adquirido no âmbito de outra tese de mestrado (FONSECA, 2010). Quantos às suas características são:

- Força: 0 – 500N;
- Torque: 0 – 50Nm;
- Voltagem de alimentação: 2 – 12V;
- Sinal de saída: 1mV/V.

Para facilitar os ensaios, decide-se alimentar o sensor com 10V, o que origina um sinal de saída entre 0 e 10 mV.

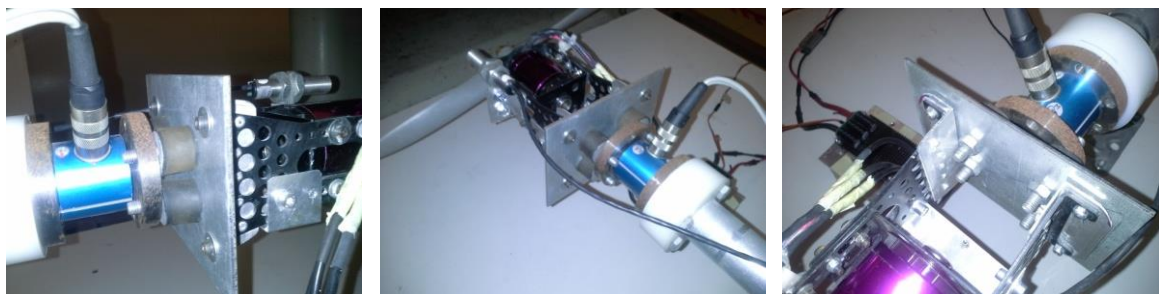


Figura 43: Diferentes ângulos de visão do sensor de força/torque

4.2.5 Amplificador de Sinal

Verifica-se que o sinal de saída do sensor de força e torque é, em muitos casos, inferior ao ruído das cablagens. Deste modo, é necessário utilizar um amplificador de sinal. O sinal de saída do sensor de força e torque é ampliado 1000x, passando a ter uma saída de 1V/V e evitando a influência do ruído. O amplificador usado, foi o MODULAR 600 da ADP (Figura 44). Este foi adaptado e calibrado pelo Sr. Sargento-Ajudante MELECA Santos, militar colocado no CIAFA. O sensor em causa é alimentado por corrente alterna das tomadas de eletricidade comuns de 220V.

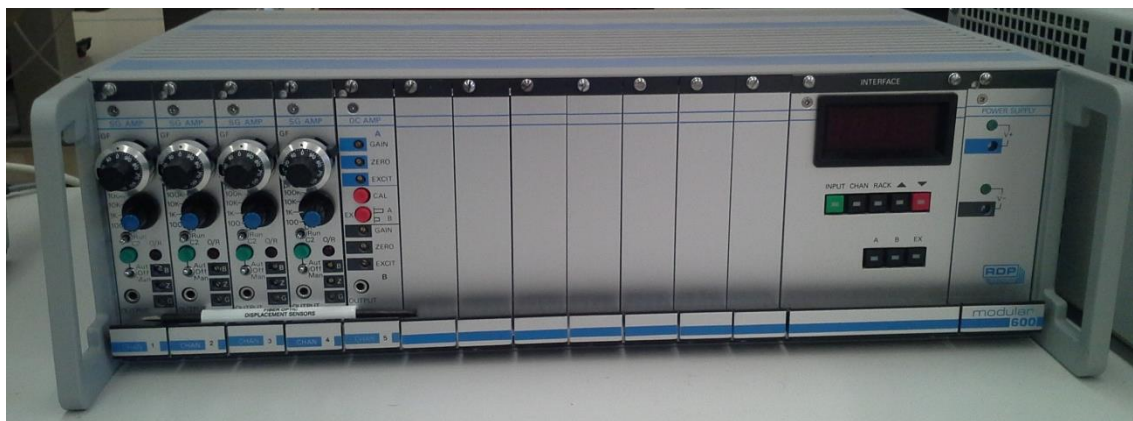


Figura 44: Amplificador calibrado para aumentar o sinal de saída do sensor de Força/Torque 1000 vezes

Como esta é uma alternativa sem suporte do fabricante, teve de ser validada. Para tal, é utilizado um dinamómetro digital para aplicar uma força sobre o sensor. O sinal de saída do sensor é convertido para Newtons e comparado com a força aplicada. Na Figura 45, abaixo indicada, é demonstrada uma das validações efetuadas ao sensor e instrumentos acoplados a este, onde se exerceu uma força de 50N e o sinal de saída foi portanto o de 1V.

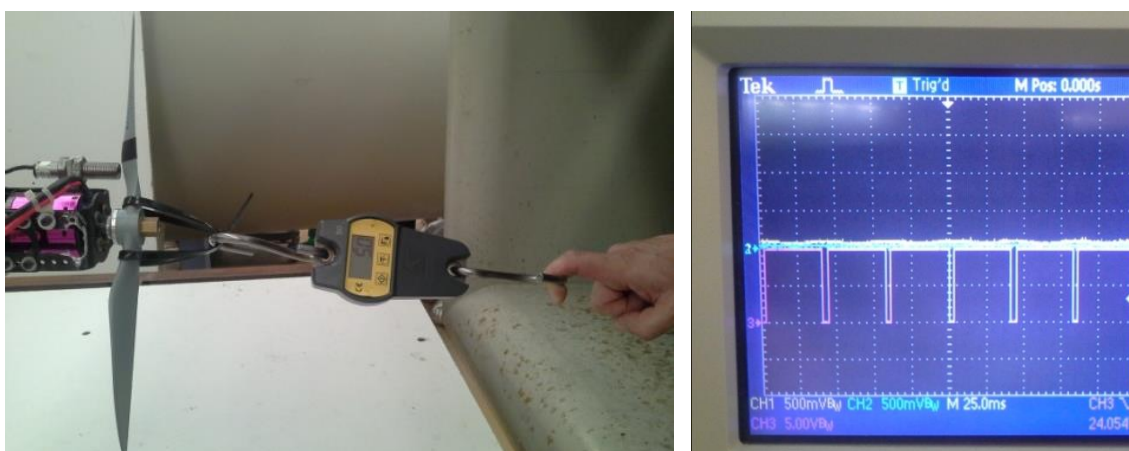


Figura 45: Teste de validação ao sensor de força/torque e do amplificador

4.2.6 Sensor de Temperatura

Para determinação da temperatura da cabeça do cilindro, é necessário utilizar termopares (Figura 46) que possam ser colocados entre a cabeça do cilindro do motor e a vela de ignição, sendo compatíveis com a gama de temperaturas a que os motores em questão operam. Nesta análise, são utilizados termopares de 10mm do

tipo K (THERMOMETRICS CORPORATION, 2013), com capacidade para medir temperaturas até 1260°C, o que se revela suficiente para os ensaios em questão.

O sinal do termopar é convertido em graus *Celsius* pelo equipamento GEFRAN 4T72 (Figura 46), alimentado por uma fonte de 12V.

A validação do termopar e da conversão para graus *Celsius* é efetuada mediante a determinação da temperatura ambiente. O valor obtido é comparado com a temperatura indicada por um termómetro convencional, tendo-se verificado que os valores indicados por ambos os sensores são iguais.



Figura 46: Termopar, instrumento de conversão para graus *Celsius* e aplicação em motor

4.2.7 Sensor de Consumo Instantâneo

No que concerne ao sensor de consumo instantâneo (Figura 47), é selecionado um modelo compatível com os consumos dos motores. O modelo identificado é o Omniflo® FTO-1 NIXSULHA - 0, da *Flow Technology* (FLOW, 2011). Este equipamento é alimentado a 12V e deve ser instalado no circuito de combustível, entre o reservatório e o carburador.

Relevante é também o facto que este deve ser colocado sobre uma superfície sem vibrações. Este é um sensor de turbina e, como tal, determina o consumo pelas suas rotações, sendo bastante sensível às vibrações, que influenciam a leitura de valores. Para colmatar esta situação, o sensor é fixo a uma estrutura (garfo de um empilhador) colocada no exterior da secção de trabalho do túnel aerodinâmico, isolado das vibrações geradas pelo motor e pelo escoamento.

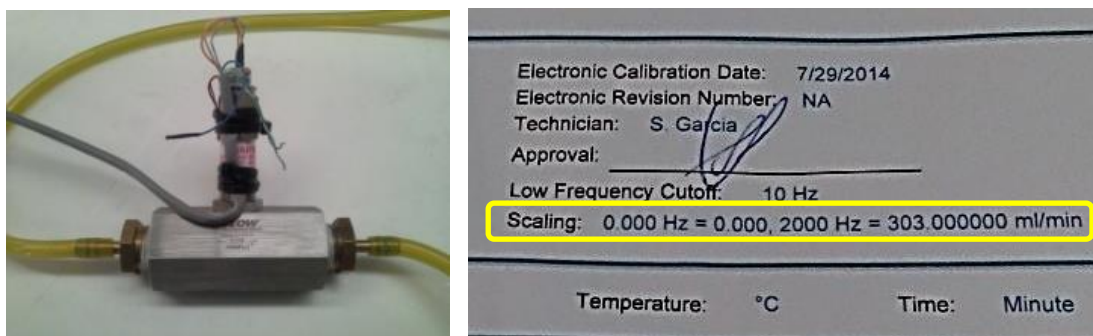


Figura 47: Sensor de consumo instantâneo e o respectivo documento de calibração

4.2.8 Osciloscópio

Um dos instrumentos de que mais depende a execução dos ensaios práticos é o osciloscópio. Graças a este, é possível obter os dados dos diferentes sensores. Neste caso, o osciloscópio utilizado é o TDS 2014, da TEKTRONIX (Figura 48). Este instrumento, entre muitas mais funções, serve para retirar frequências, tanto das RPM como as do sensor de consumo instantâneo, como também é utilizado para retirar as amplitudes voltaicas do sensor de força/torque, sempre alimentado por corrente alterna de 220V.



Figura 48: Osciloscópio TEKTRONIX TDS 2014

4.2.9 Contador de Frequências

Uma vez que o osciloscópio apenas tem uma entrada para monitorizar frequências, é necessário um equipamento extra para realizar a segunda parte dos ensaios práticos (consultar capítulo 4.1), onde se determina as RPM e o consumo do motor. Ambas as grandezas são determinadas através da medição de frequências. Para o efeito, é utilizado o contador de frequências HP 53181A 225 MHz *Frequency*

Counter, da Hewlett-Packard (Figura 49). Este, à semelhança do osciloscópio, é alimentado pela corrente alterna das tomadas comuns de 220V.



Figura 49: HP 53181A 225 MHz Frequency Counter

4.3 Planeamento e Preparação dos Ensaio

A componente prática desta dissertação baseia-se em duas fases. A etapa inicial consiste em operar o motor elétrico, para que seja retirado de cada hélice a força propulsora gerada bem como o respetivo torque exigido. A segunda baseia-se na operação de cada um dos três motores alternativos, com o intuito de averiguar os seus consumos e temperaturas.

4.3.1 Análise dos Hélices

Para a análise dos hélices, a primeira tarefa a realizar é a montagem da bancada de trabalho (Figura 50). Esta inclui:

- Sensor de torque/força – Fixo à bancada de testes;
- Motor elétrico – Instalado na extremidade livre sensor de torque/força, garantindo o alinhamento entre o eixo de rotação e o centro do sensor;
- Sensor de RPM – Instalado na lateral do motor, a cerca de 0,02m do plano de rotação do hélice, de forma a evitar problemas de reflexão ótica;
- Osciloscópio – Permite visualizar as informações dos sensores de torque/força e RPM.

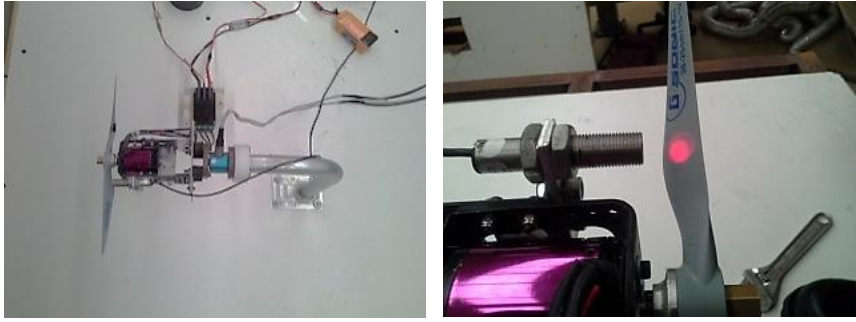


Figura 50: Sistema propulsor elétrico com ambos os sensores instalados

Uma vez terminada a instalação da bancada de testes (Figura 51), inicia-se a análise dos hélices para recolha de dados sobre o seu desempenho. O procedimento a seguir é:

- Velocidade do escoamento do túnel aerodinâmico de 8m/s;
- Aquisição dos valores de força e torque obtidos do respetivo sensor. Primeiro determina-se as RPM máximas em que o motor elétrico consegue operar o respetivo hélice. Uma vez determinado este valor, é recolhida a informação do sensor, decrescendo de 300 em 300 RPM, desde o valor máximo.

Durante a realização do procedimento experimental acima mencionado, é necessário garantir a segurança do local de trabalho. Nesse sentido, deve ser interdita a zona do plano de rotação do hélice, monitorizar a temperatura das baterias e não operar o motor à potência máxima por mais de 15s.

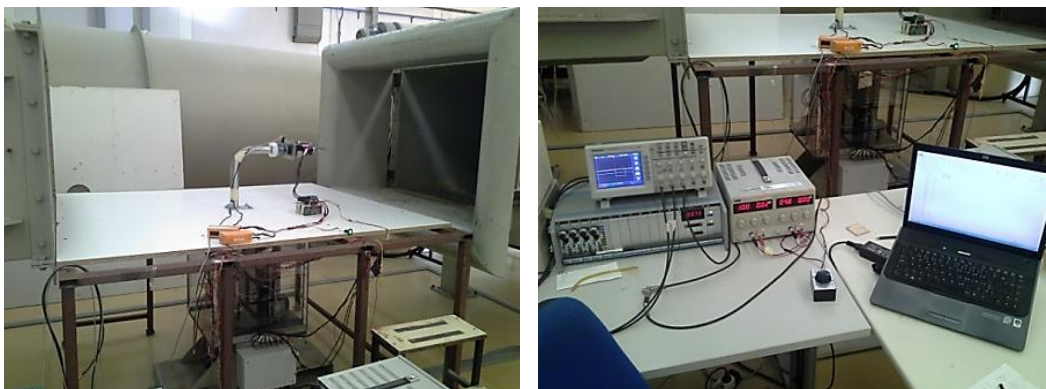


Figura 51: Sistema propulsor elétrico pronto a ser operado, com todos os sensores operacionais

4.3.2 Análise dos Motores Alternativos

Esta etapa do procedimento experimental visa determinar os dados de consumo e temperaturas da cabeça do cilindro dos motores operados pelo Alfa Extended.

A primeira tarefa a executar é a montagem da bancada de ensaios (Figura 52), o que inclui:

- Sensor de temperatura e respetivo conversor – Substitui a anilha de retenção da vela de ignição do motor, e liga-se ao respetivo conversor para graus celsius;
- Motor alternativo – Instalado no seu berço e montado numa fuselagem de UAV preparada para se fixar na secção de trabalhos do túnel aerodinâmico;
- Sensor de consumo instantâneo – Instalado entre o depósito de combustível e a entrada do carburador. Deve-se garantir que este sensor é instalado numa superfície sem vibrações (consultar capítulo 4.2.7);
- Sensor de RPM – Instalado na lateral do motor, a cerca de 0,02m do plano de rotação do hélice, de forma a evitar problemas de reflexão ótica;
- Osciloscópio – Permite visualizar a informação do sensor de consumo instantâneo;
- Contador de frequências – Permite visualizar a informação do sensor de RPM.

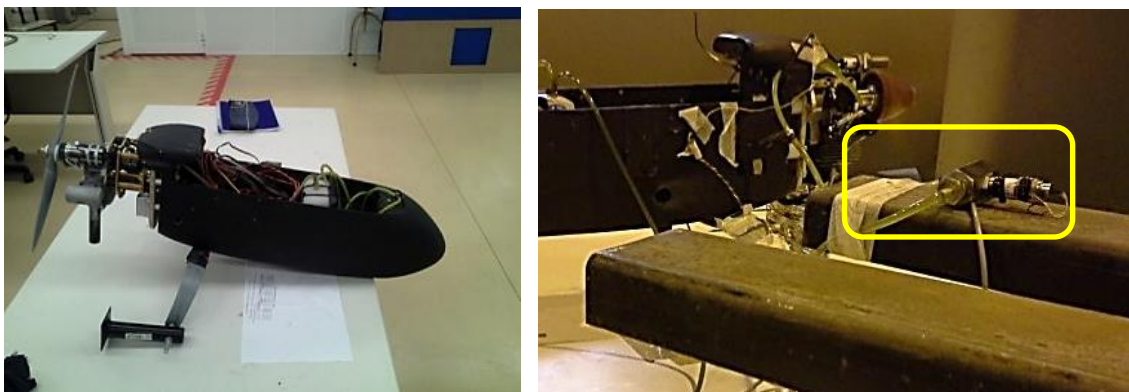


Figura 52: Motor 3W na fuselagem de aplicação no banco de ensaio e sensor de consumo instantâneo numa superfície não suscetível a vibrações

Uma vez terminada a instalação da bancada de testes (Figura 53), dá-se início à análise dos motores alternativos para recolha de dados sobre o seu consumo e temperaturas. Esta segue o seguinte procedimento:

- Velocidade do escoamento do túnel aerodinâmico de 8m/s;
- Recolha da informação dos sensores de consumo instantâneo e temperatura. Em primeiro lugar determinou-se as RPM mínimas de funcionamento do motor com o respetivo hélice. A informação foi recolhida desde este valor, de 200 em 200 RPM, até às rotações máximas obtidas pelo motor.

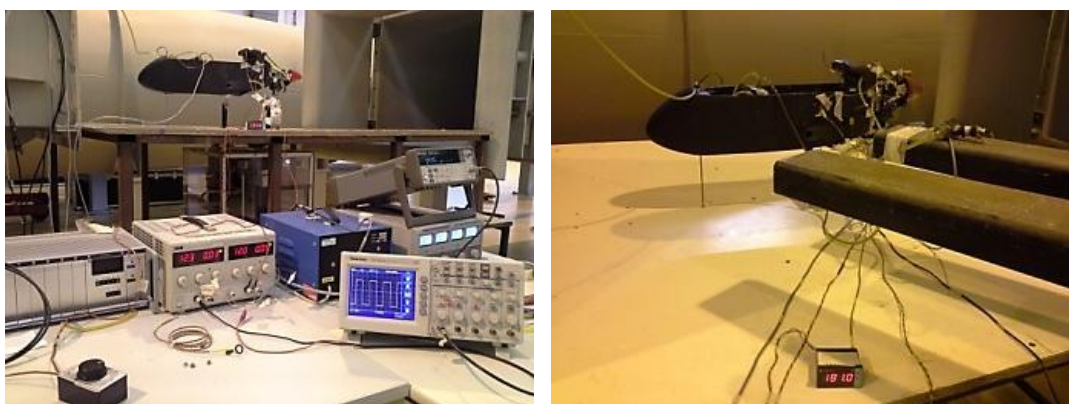


Figura 53: Bancada de ensaios dos motores alternativos com determinação de temperatura e consumo dos mesmos

Mais uma vez se faz referência à segurança: não se deve passar o plano de rotação do hélice; o arranque do motor deve ser executado por duas pessoas, uma vez que arranca-lo não permite estar perto do controlador de RPM do motor; e não se deve aproximar do motor com a ignição ligada sob pena de qualquer rotação dada ao hélice poder ser a suficiente para provocar o seu arranque.

4.5 Resultados e Discussão

A apresentação dos resultados é dividida em parte prática e dentro destas por motor. Para a análise dos resultados, é considerada a massa específica do ar padrão, $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$. Também é de realçar, que a análise é focada nas RPM de operação (intervalo de 5000 a 7000 RPM), e que nos gráficos de torque são colocados os valores máximos gerados por cada motor, provenientes dos seus

fabricantes. Finalmente, relembra-se que os ensaios foram executados com uma velocidade de 8m/s no túnel aerodinâmico.

4.5.1 Força Propulsora e Torque

Procede-se à apresentação dos resultados em relação aos hélices. Primeiramente, os operados pelo ZG20, seguidos do ZG26 e por último os do 3W.

Os hélices utilizados no motor ZG20 são os seguintes: o 15x8 APC, o 15x10 GRAUPNER, o 16x8L MENZ-S, o 16x8 APC e o 17x8 APC. Na Figura 54 são apresentadas as forças e os torques criados por este grupo de hélices.

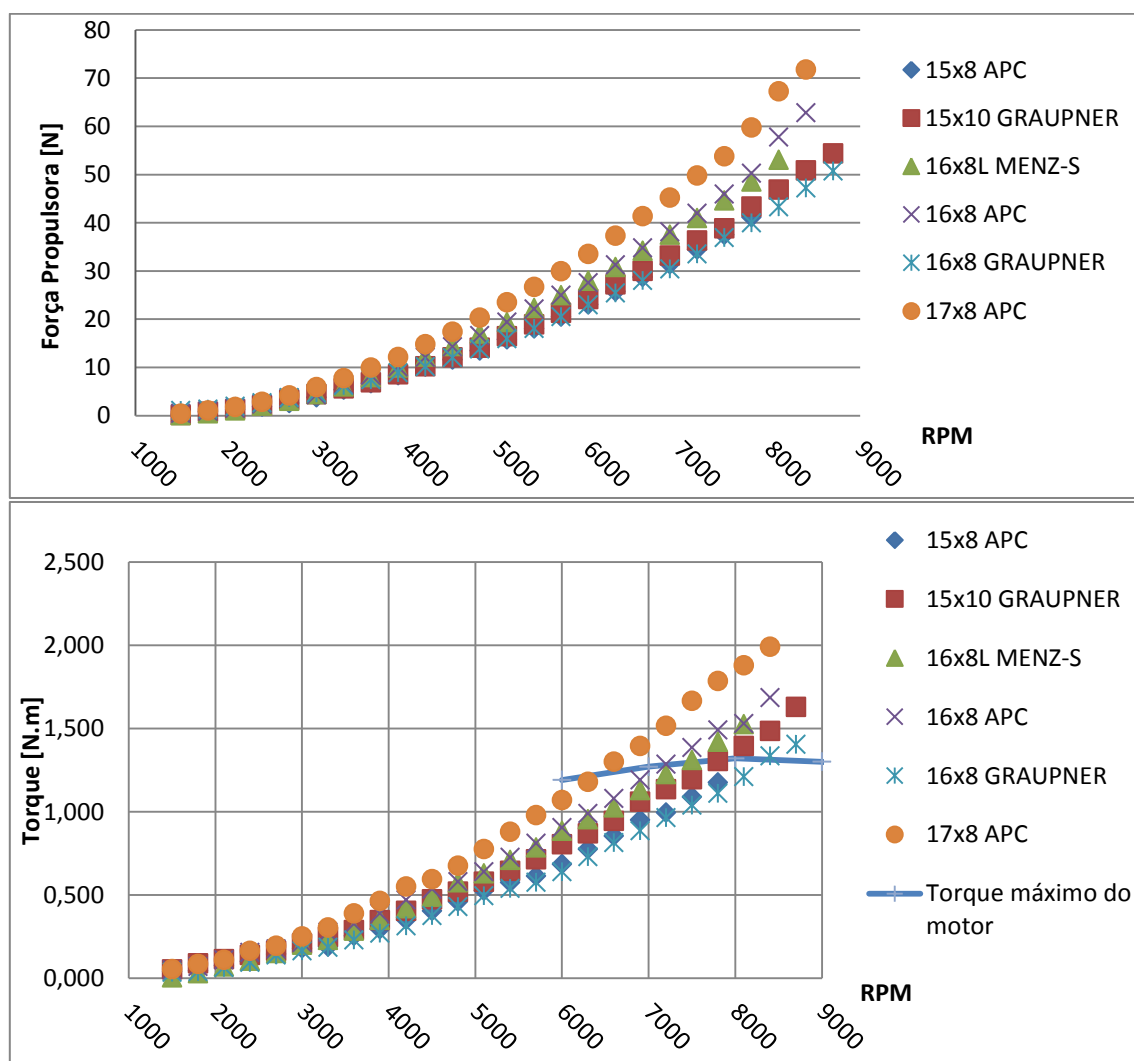


Figura 54: Força Propulsora [N] e Torque [N.m] dos hélices correspondentes ao motor ZG20 e respetivo torque máximo deste

O gráfico de força propulsora em função das RPM sugere que o melhor hélice é o 17x8 APC. No entanto, verifica-se no gráfico de torque em função das RPM que

o torque necessário para manter a rotação do hélice no regime de operação do Alfa Extended é ligeiramente superior ao torque máximo produzido pelo motor no mesmo intervalo de rotação (TONI CLARK, 2006). Aconselha-se por isso o hélice 16x8 APC, que apesar de gerar menos impulso, não ultrapassa o torque máximo produzido pelo motor ZG20, entre as 5000 e 7000 RPM.

Na Figura 55 é apresentada a informação recolhida dos ensaios com os hélices do motor ZG26, nomeadamente o 16x8L MENZ-S, 16x10L MENZ-S, 17x8L MENZ-S e o 18x8L MENZ-S.

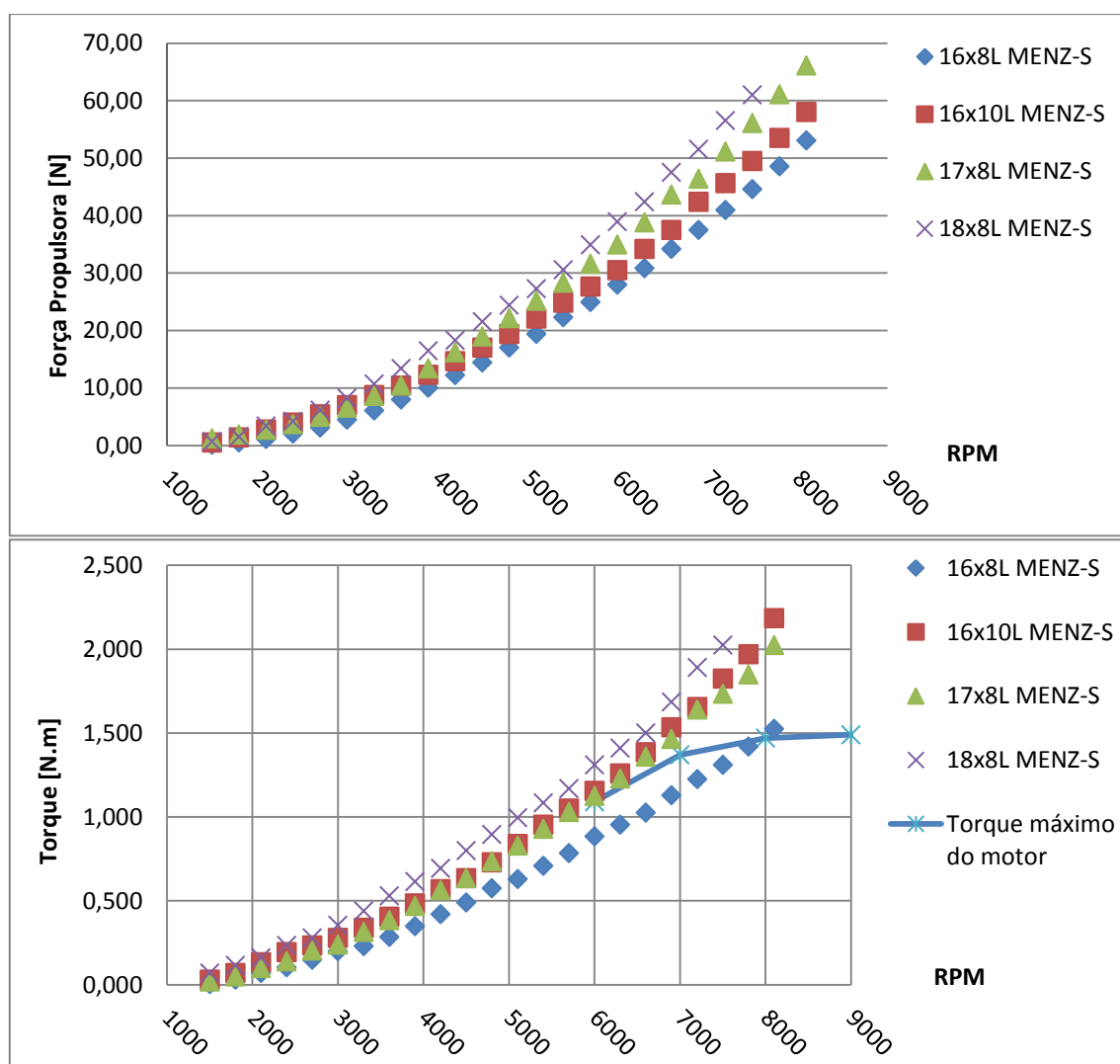


Figura 55: Força Propulsora [N] e Torque [Nm] dos hélices correspondentes ao motor ZG26 e respetivo torque máximo deste.

Pelo gráfico da força propulsora, observa-se que, no intervalo de RPM de operação, o hélice que cria mais impulso é o 18x8L da MENZ-S. Contudo, tendo em

conta o torque necessário para manter a rotação, o hélice indicado é o 16x8L da MENZ-S porque é o único que se encontra abaixo do torque máximo produzido pelo motor, segundo informação do fabricante (TONI CLARK, 2006). Assim, o melhor hélice a adotar será o 16x8L da MENZ-S, que apesar de produzir menos impulso, garante uma operação sem limitações por parte do motor.

Já para o motor 3W, a força propulsora e torque criados pelos hélices 16x10 APC, 16x10 GRAUPNER, 18x8 GRAUPNER, 18x10 GRAUPNER e 20x8 APC, são apresentados na Figura 56.

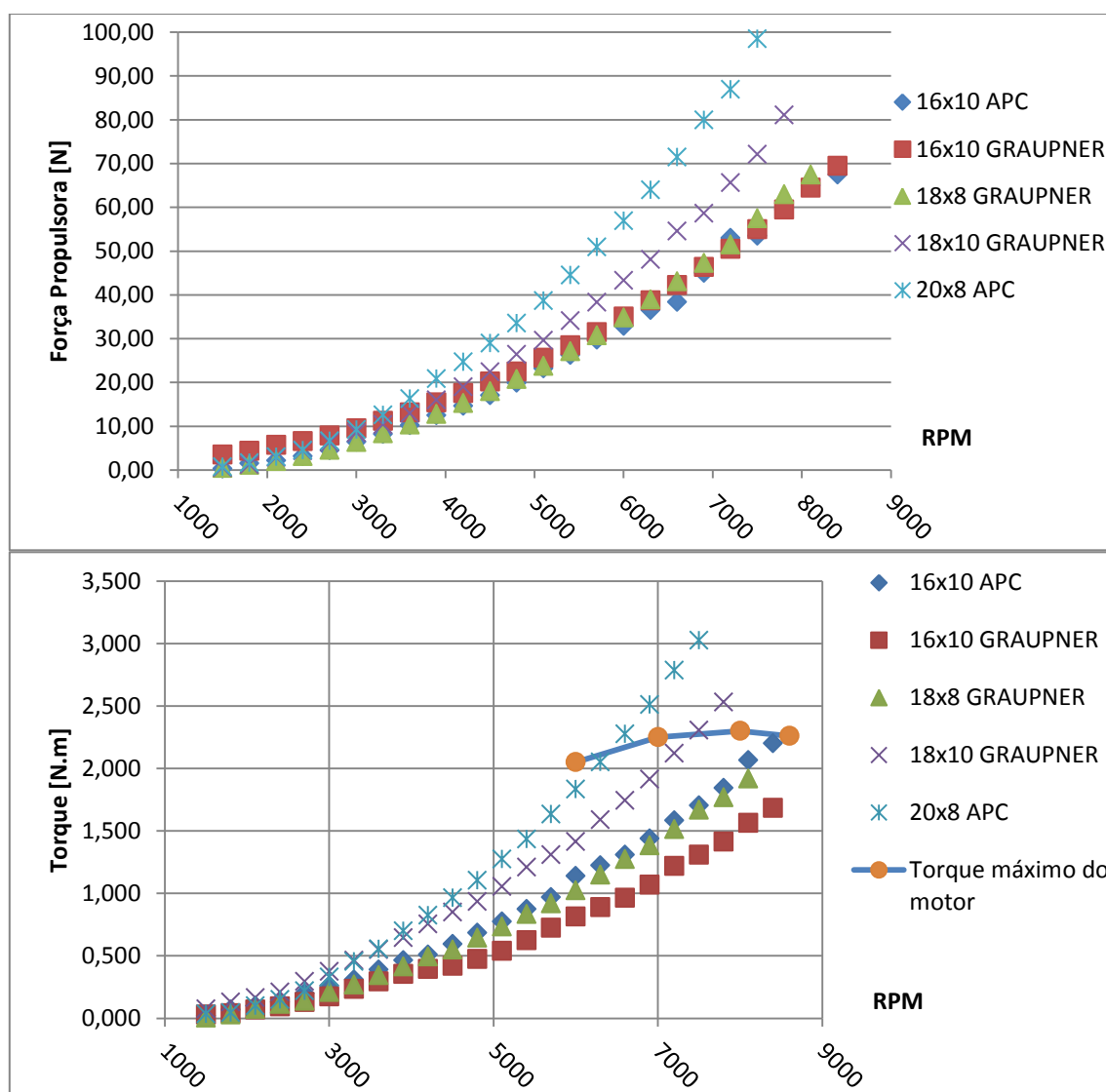


Figura 56: Força Propulsora [N] e Torque [Nm] dos hélices correspondentes ao motor 3W e respetivo torque máximo deste.

O hélice que produz mais força é o 20x8 APC. Todavia, tendo em conta o torque máximo produzido pelo motor nas RPM de operação, o hélice que melhor se adapta é o 18x10 da GRAUPNER.

Constata-se que, para qualquer um dos motores, existem hélices propostos pelos fabricantes que necessitam de mais potência do que a debitada por estes para manter certas RPM, não sendo assim possível operar o hélice em toda a gama de RPM de interesse. Tal facto é suportado pela análise dos gráficos de torque dos hélices, onde é também representado o torque máximo gerado pelo motor, verificando-se que, para alguns hélice, este valor é ultrapassado.

4.5.2 Coeficiente de Torque e Rendimento

Após se retirarem alguns resultados diretamente dos sensores, há que analisar parâmetros provenientes destes. Os parâmetros analisados baseiam-se nos dados anteriormente indicados, sendo eles o coeficiente de torque para os hélices de cada motor e respetivo rendimento em função da razão de avanço (J).

No que concerne ao coeficiente de torque, e de modo a facilitar a análise dos gráficos, procedeu-se à aproximação dos valores iniciais a um polinómio de 2º grau, do tipo:

$$C_Q = aJ^2 + bJ + c \quad (9)$$

Os valores das constantes a , b e c , são apresentados nas Tabelas 1, 2 e 3, onde também se apresenta o valor de R^2 que corresponde ao erro de aproximação, sendo que quanto mais perto de 1 melhor é a aproximação.

Tabela 1: Coeficientes do polinómio de 2º grau para cálculo de C_Q em função de J para o ZG20

Hélice	a	b	c	R^2
15x8 APC	-0,0012	0,0009	0,0074	0,4846
15x10 GRAUPNER	-0,0031	0,0051	0,0071	0,6962
16x8L MENZ-S	-0,0172	0,0069	0,0056	0,9872
16x8 APC	-0,0057	0,004	0,006	0,4782
16x8 GRAUPNER	-0,0013	0,0008	0,0051	0,6327
17x8 APC	-0,0029	0,0007	0,0058	0,6908

Tabela 2: Coeficientes do polinómio de 2º grau para cálculo de C_Q em função de J para o ZG26

Hélice	a	b	c	R^2
16x8L MENZ-S	-0,0172	0,0069	0,0056	0,9872
16x10L MENZ-S	-0,0202	0,0119	0,007	0,8936
17x8L MENZ-S	-0,0139	0,0047	0,0058	0,9803
18x8L MENZ-S	-0,0131	0,0096	0,0041	0,8194

Tabela 3: Coeficientes do polinómio de 2º grau para cálculo de C_Q em função de J para o 3W

Hélice	a	b	c	R^2
16x10 APC	-0,0144	0,0052	0,0076	0,9468
16x10 GRAUPNER	-0,0011	-0,0038	0,0068	0,8784
18x8 GRAUPNER	-0,0089	0,0002	0,0045	0,9874
18x10 GRAUPNER	-0,0061	0,0033	0,0056	0,6133
20x8 APC	0,0045	-0,0109	0,0061	0,9711

Traçaram-se assim os gráficos para os hélices do ZG20 (Figura 57), ZG26 (Figura 58) e 3W (Figura 59).

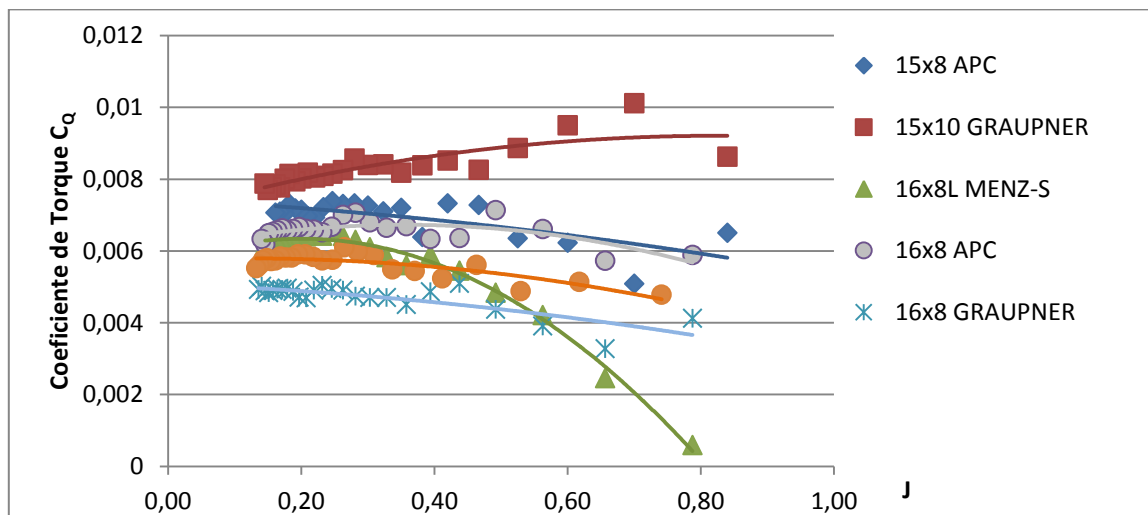


Figura 57: Aproximação polinomial de 2º grau do coeficiente de torque dos hélices do ZG20

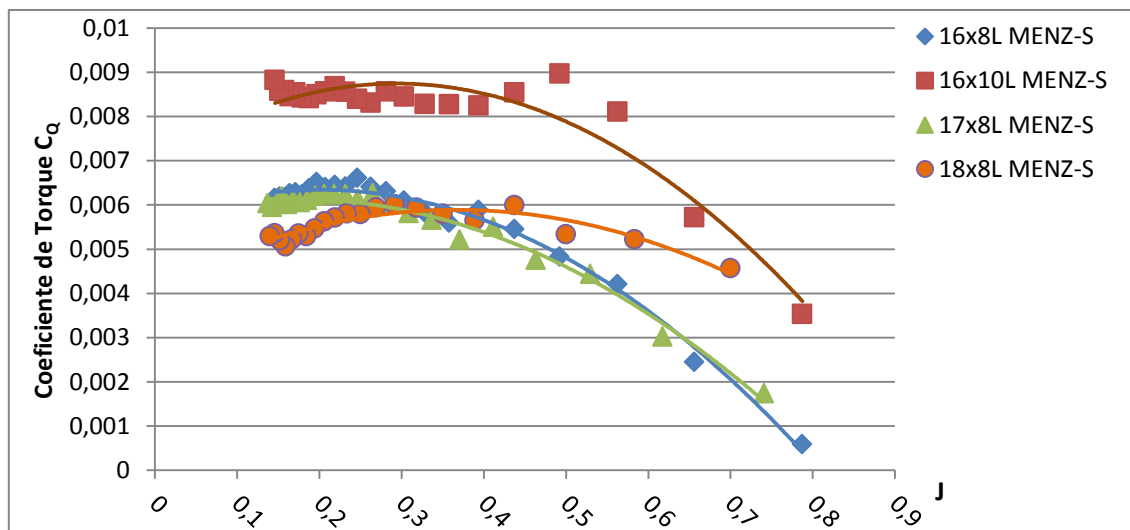


Figura 58: Aproximação polinomial de 2º grau do coeficiente de torque dos hélices do ZG26

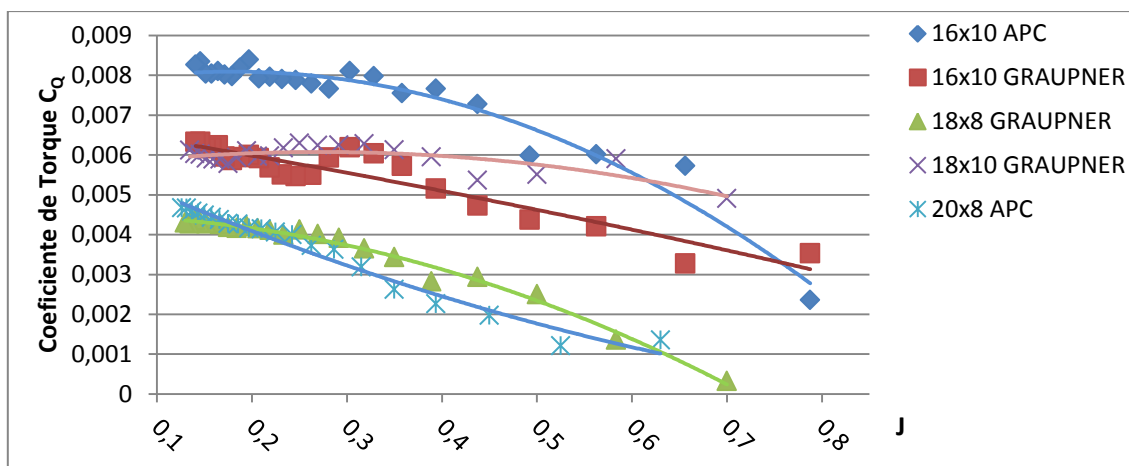


Figura 59: Aproximação polinomial de 2º grau do coeficiente de torque dos hélices do 3W

Como expectável, os coeficientes de torque diminuem com o aumento da razão de avanço (Figuras 57, 58 e 59). Uma vez que os coeficientes de torque traduzem o comportamento da força aerodinâmica do torque, então com o aumento da razão de avanço, para qualquer um dos hélices dos motores em estudo, o torque deverá diminuir.

Nas tabelas 1, 2 e 3, para além dos valores dos coeficientes, é ainda indicado o valor de R^2 . Este parâmetro permite verificar o rigor das aproximações feitas aos coeficientes de torque e concluir que as que são menos ajustadas correspondem aos hélices do motor ZG20, excetuando-se o hélice 16x8L MENZ-S.

Os gráficos seguintes representam os rendimentos dos hélices em função da razão de avanço. À semelhança dos anteriores, será apresentado primeiramente o gráfico correspondente aos hélices do motor ZG20 (Figura 60), seguido do ZG26 (Figura 61) e 3W (Figura 62).

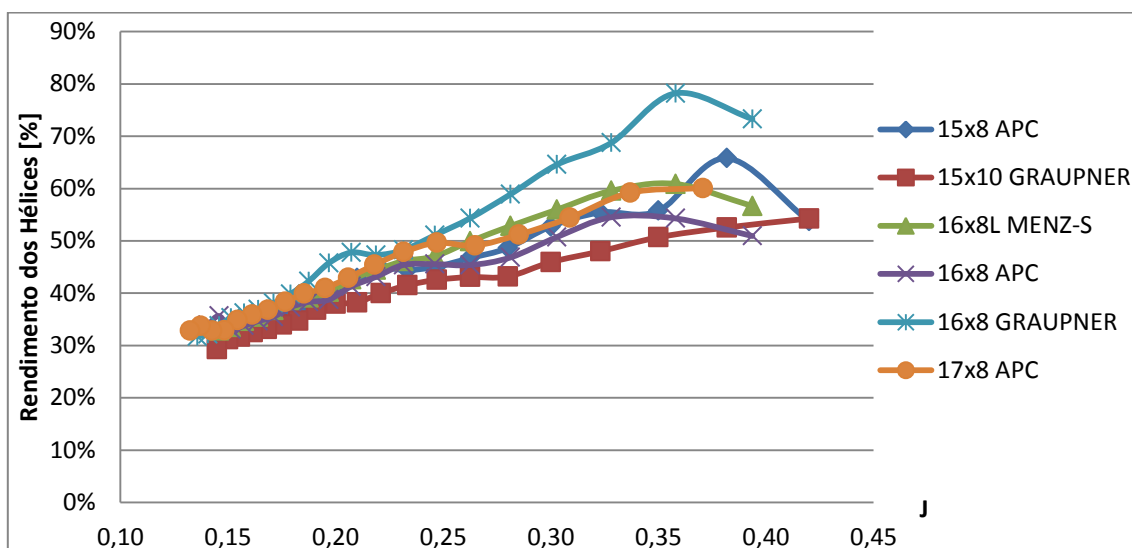


Figura 60: Gráfico do Rendimento de cada Hélice em função da Razão de Avanço para o motor ZG20

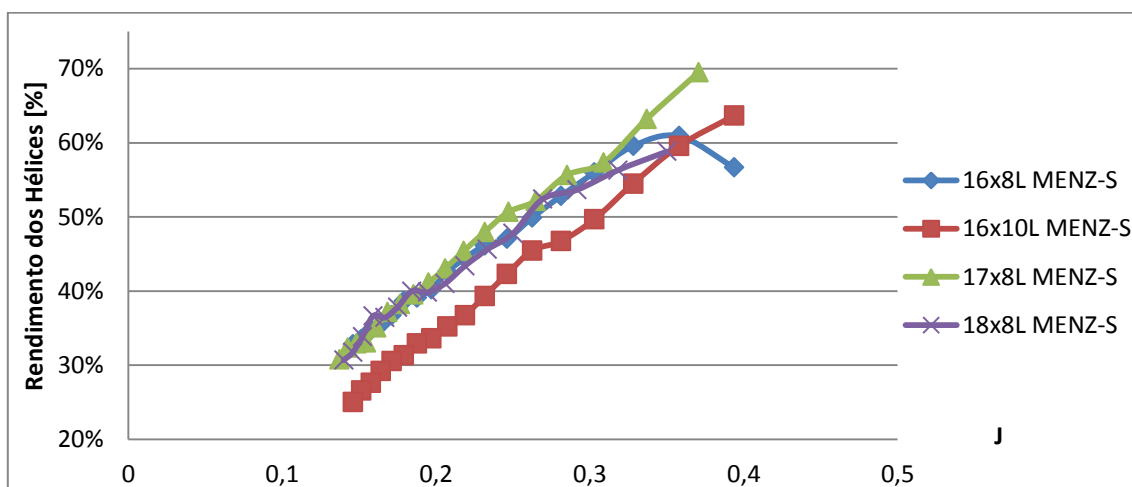


Figura 61: Gráfico do Rendimento de cada Hélice em função da Razão de Avanço para o motor ZG26

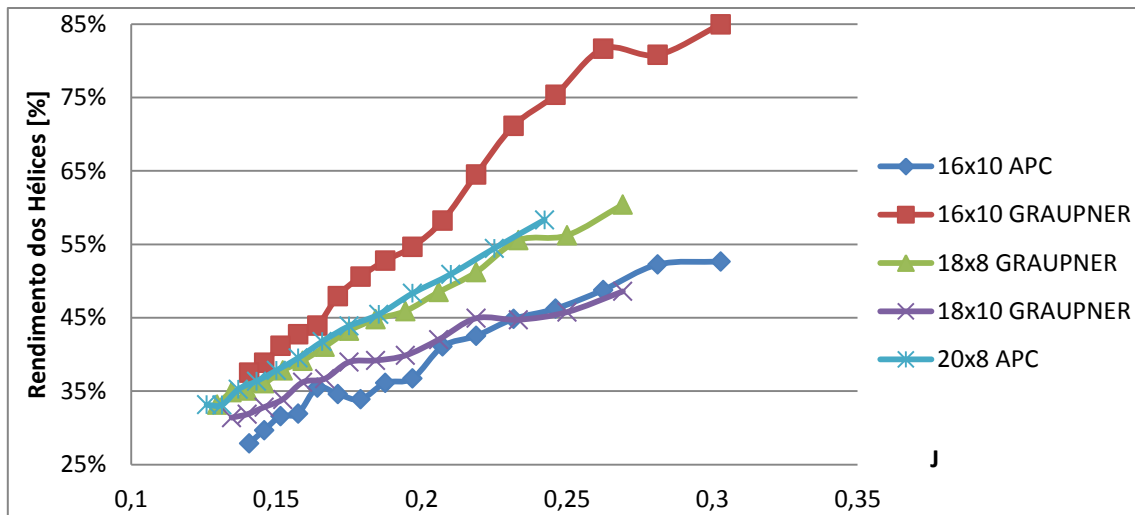


Figura 62: Gráfico do Rendimento de cada Hélice em função da Razão de Avanço para o motor 3W

De acordo com os gráficos acima descritos, as curvas de rendimento (η) não se aproximam do que era expectável (consultar Figura 31). Estas curvas deveriam ser aproximáveis a um polinómio de 5º grau, tipicamente como referido no subcapítulo 2.3.3, na parte referente ao rendimento dos hélices:

$$\eta = aJ^5 + bJ^4 + cJ^3 + dJ^2 + eJ + f \quad (10)$$

Tal facto é justificado pela conjugação da baixa velocidade de escoamento no túnel com as gama de RPM operadas, resultando em razões de avanço demasiado baixas que não permitem obter o ponto de rendimento máximo dos diferentes hélices, nem a queda do rendimento quando se continua a aumentar a razão de avanço após esse ponto. No entanto, sendo estes gráficos considerados a parte inicial da análise de rendimento em função da razão de avanço, é expectável que com o aumento da velocidade de escoamento (resultando num aumento da razão de avanço) os valores de rendimento correspondam aos valores expectáveis, e por conseguinte a forma do gráfico tipicamente descrita seja desenvolvida.

Há ainda a salientar a questão do hélice 16x10 da GRAUPNER (Figura 62) que tem uma subida de valores de rendimento díspar, não se devendo tomar como válido, uma vez que nada tem a ver com o desenvolvimento expectável, nem mesmo com o desenvolvimento dos outros hélices analisados, exatamente com o mesmo sensor.

4.5.3 Temperatura da Cabeça do Cilindro e Consumo de Combustível

Analisada a força e torque que cada hélice produz, passa-se à segunda fase prática. Esta consiste na análise das temperaturas e consumos dos três motores alternativos em função das RPM. Para tal, ensaia-se cada motor com apenas um hélice. O critério para seleção do hélice é o que produz maior força propulsora, dentro do grupo de hélices operados pelo CIAFA no respetivo motor. Assim no ZG20 é utilizado o 16x8 APC, no ZG26 é selecionado o 17x8L MENZ-S, e finalmente, no 3W é instalado o 18x10 GRAUPNER. O que à partida poderia parecer ilógico, a escolha do hélice 17x8L MENZ-S para o ZG26 prende-se com uma imposição do CIAFA, pois este já tinha testado e verificado a capacidade de o operar. Como mais à frente se verá, o motor ZG26 tem um torque máximo definido pelo fabricante aquém do real. O facto de se ter escolhido apenas um hélice para cada motor, prende-se com a falta de tempo para a execução de mais testes.

Na Figura 63 são apresentados os resultados obtidos com o motor ZG20.

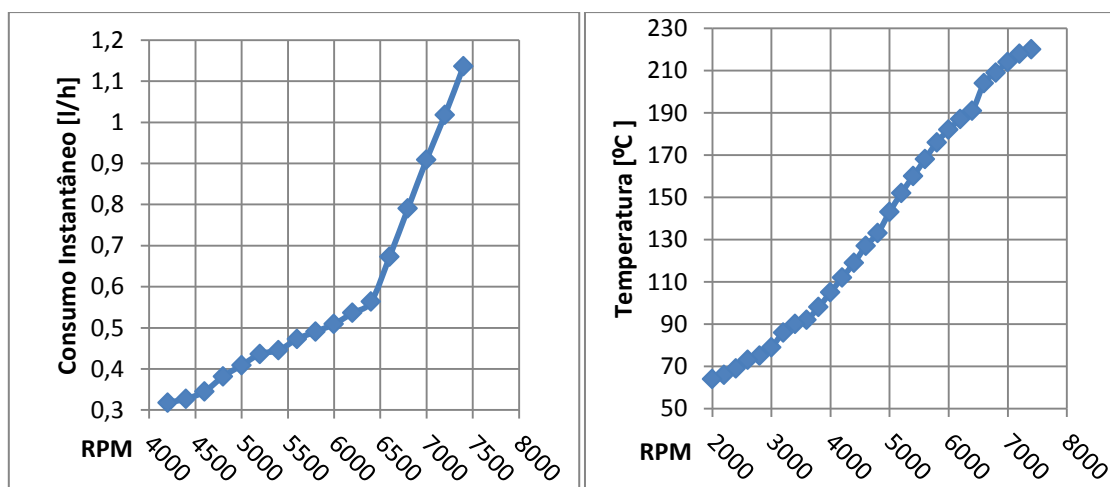


Figura 63: Gráficos de consumo instantâneo [l/h] e temperatura [°C] em função das RPM para o motor ZG20 com o hélice 16x8 APC

Mediante a análise do gráfico do consumo (Figura 63), verifica-se que existe um aumento mais acentuado a partir das 6500 RPM, valor este que se insere nas RPM de cruzeiro (5000-7000). Deverá ter-se assim em conta este regime de forma a não comprometer a autonomia da aeronave. Observa-se ainda que são de esperar consumos entre 0,4 e 0,9 litros por hora para o intervalo de operação do motor. Tal

discrepância de valores deve-se ao acentuado aumento de consumo a partir das 6500 RPM, tal como foi anteriormente referido.

Quanto às temperaturas, estas aumentam gradualmente sem grandes alterações de amplitude, sendo que no máximo verificaram-se 220°C.

Seguidamente apresentam-se os resultados do ensaio do motor ZG26 (Figura 64).

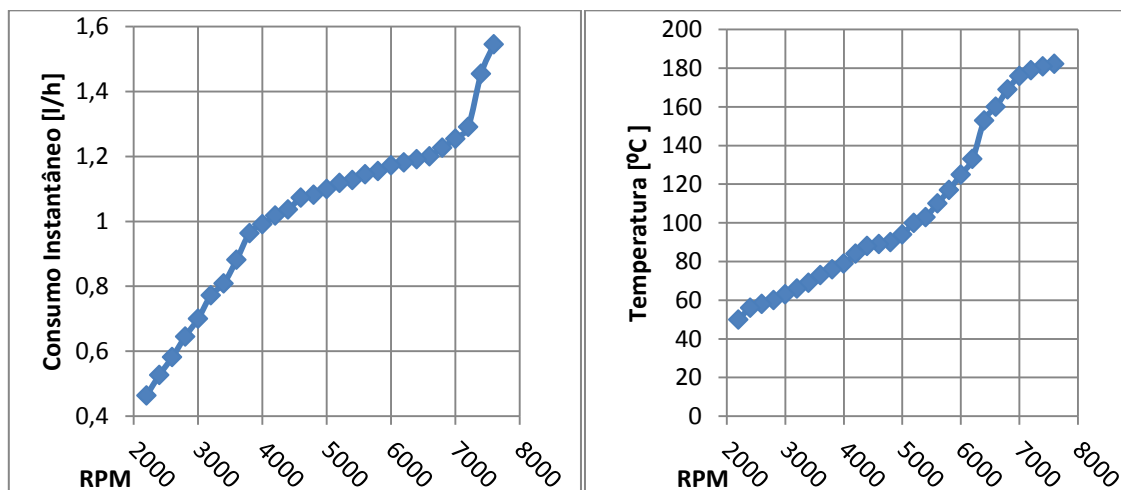


Figura 64: Gráficos de consumo instantâneo [l/h] e temperatura [°C] em função das RPM para o motor ZG26 com o hélice 17x8L MENZ-S

Observando os gráficos da Figura 64, constata-se que as RPM de operação coincidem com a zona de menor inclinação do gráfico de consumo, o que se revela um bom ajustamento para manter consumo de combustível baixo (1,1-1,25l/h). É de frisar que logo após as 7000 RPM dá-se o maior aumento de consumo.

No que respeita às temperaturas, há apenas a assinalar que a partir das 6000 RPM, existe um maior aumento da temperatura com o incremento das RPM, verificando-se um máximo de 182°C. Verificou-se por fim que, apesar de não ser esperado, este motor foi capaz de operar o hélice 17x8L MENZ-S até às 7800 RPM. Tal facto deve-se a dados de torque máximo gerado pelo motor, constantes do manual do fabricante, menos corretos, sendo que na verdade o motor produz mais torque do que o considerado. Tal julga dever-se a algum fator de segurança que o fabricante impôs à operação do motor.

Apresenta-se em seguida, os dados para o motor 3W (Figura 65).

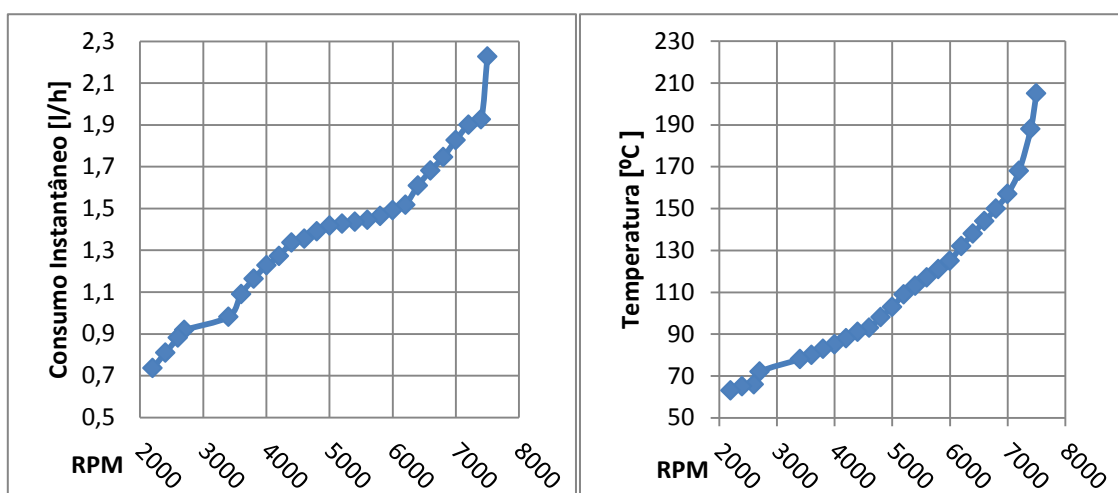


Figura 65: Gráficos de consumo instantâneo [l/h] e temperatura [°C] em função das RPM para o motor 3W com o hélice 18x10 GRAUPNER

Analisando o gráfico do consumo, verifica-se que, à semelhança do motor ZG20, o 3W acentua o seu consumo com as RPM a partir das 6500 RPM. Dentro da zona de operação (5000-7000 RPM), o consumo poderá variar entre os 1,4 e os 1,75l/h, atingindo o máximo de consumo de 2,2l/h com acelerador ao máximo e 7500 RPM.

Quanto às temperaturas, a razão do seu aumento com as RPM é crescente, tendo um máximo de 205°C, variando entre 100°C e 160°C na zona das rotações de operação.

Estas temperaturas foram determinadas com uma velocidade de escoamento baixa (8m/s) quando comparada com a velocidade de operação do Alfa Extended (18 – 40 m/s), o que leva a crer que numa operação normal, as temperaturas tenham tendência a ser mais baixas que as registadas. Tal situação pode revelar-se um problema, uma vez que o fabricante não recomenda operações do motor com a temperatura da cabeça do cilindro abaixo de 180°C sob pena de se criarem depósitos de carvão no interior do cilindro e posterior redução da vida útil do motor (3W MODELLMOTOREN GMBH, 2013).

4.5.4 Consumo Específico

Resta analisar o consumo específico. Uma vez mais, os gráficos apresentados seguem a ordem anteriormente referida, em primeira análise o correspondente ao ZG20, seguido do ZG26 e por fim o respeitante ao 3W, com os respetivos hélices, 16x8 APC (Figura 66), 17x8L MENZ-S (Figura 67) e 18x10 GRAUPNER (Figura 68).

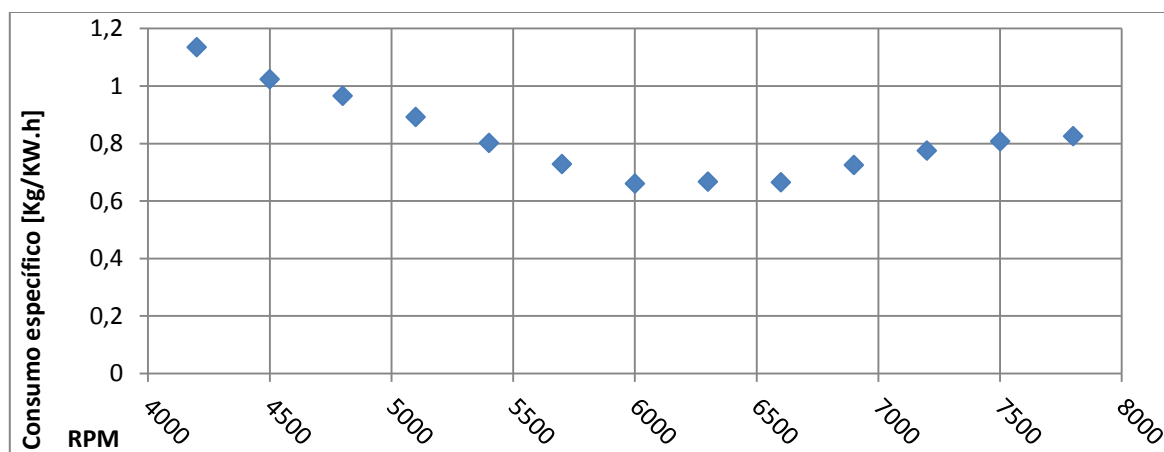


Figura 66: Consumo específico [kg/kW.h] em função das RPM para o Hélice 16x8 APC- Motor ZG20

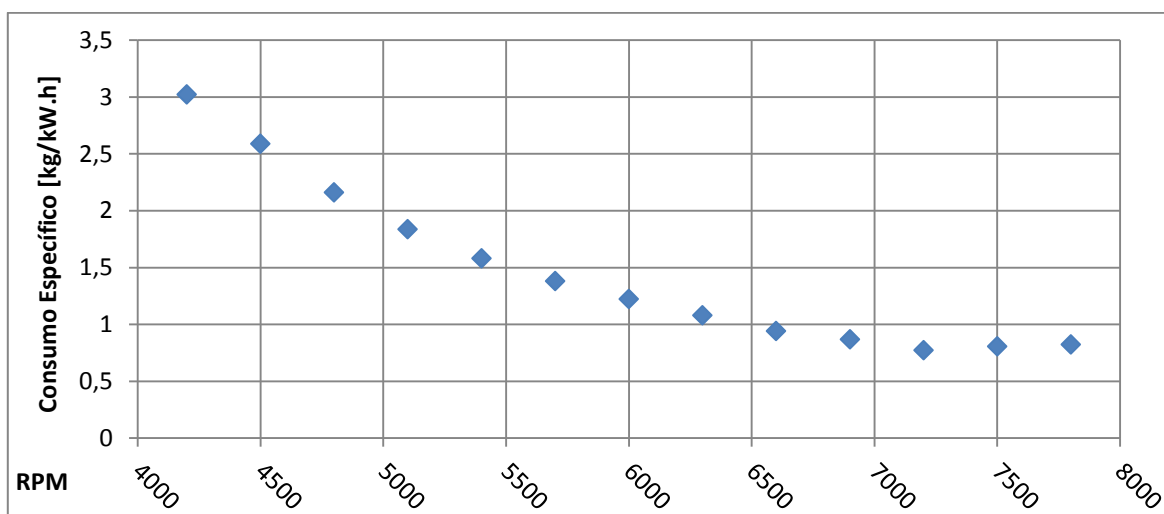


Figura 67: Consumo específico [kg/kW.h] em função das RPM para o Hélice 17x8L MENZ-S- Motor ZG26

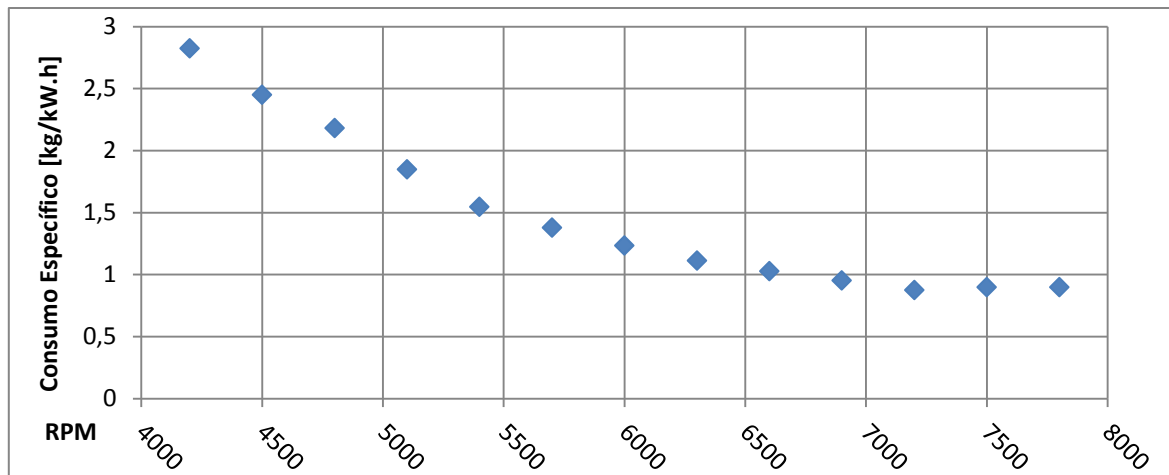


Figura 68: Consumo específico [kg/kW.h] em função das RPM para o Hélice 18x10 GRAUPNER- Motor 3W

Como foi referido no subcapítulo 2.3.4, relativamente ao consumo específico, os gráficos acima representados apresentam o caudal mássico de combustível por hora por unidade de potência gerada (neste caso em kW). Para o menor valor determina-se a RPM mais eficiente, uma vez que garante o menor consumo de massa de combustível por hora para gerar a unidade de potência.

Começando pela análise do motor ZG20, para o hélice 16x8 APC, as RPM mais eficientes são as 6000 (Figura 66). No caso do motor ZG26, para o hélice 17x8L MENZ-S, o consumo específico mínimo é atingido nas 7200 RPM (Figura 67). Por fim, para o motor 3W, operando o hélice 18x10 GRAUPNER, a eficiência máxima ocorre às 7200 RPM (Figura 68). Uma vez mais, recorda-se que estes resultados foram obtidos para um escoamento com velocidade de 8m/s.

5 Análise em Voo - *The Bootstrap Approach*

Um UAS, apesar de ser um sistema aéreo não tripulado, não deixa de ser uma aeronave ou plataforma aérea e, como tal, representa um risco para a segurança de todos os que a rodeiam. Tendo esse fator em conta e no seguimento do âmbito da dissertação, os testes em túnel de vento são o primeiro e indispensável passo para averiguar as capacidades das aeronaves. No entanto, os dados que daí advêm não serão tão fidedignos quanto os que se determinariam durante um voo real da aeronave. É esta a razão que leva a que se projete mais além do que apenas ensaios em túnel aerodinâmico, e à realização de ensaios de aquisição de dados no UAS Alfa Extended, e por conseguinte nos seus motores, em voo. À partida, o modo de o fazer parece complexo, mas há que ter em conta a existência de modelos que podem ser usados e aplicados no voo da aeronave, de forma a retirar os dados necessários para a caracterização de cada motor instalado no UAV. O método de referência é o *The Bootstrap Approach*.

Em geral o *The Bootstrap Approach* pode aplicar-se a qualquer aeronave cuja propulsão seja gerada por hélice, determinando com elevada precisão o seu comportamento. Este método adapta-se a qualquer aeronave, independentemente do peso ou altitude de operação, sendo apenas necessário um reduzido número de voos onde se determinam os nove parâmetros basilares deste método (LOWRY, 1999). Graças à redução do número de voos, evitam-se gastos supérfluos na compra e aplicação de sensores de elevada precisão para aquisição de dados, não sendo sequer necessário registar amostras distintas para diferentes pesos, velocidades e altitudes.

Assim sendo, para que o *The Bootstrap Approach* possa ser aplicado, basta que a aeronave em questão tenha a instrumentação básica (altímetro, velocímetro, horizonte artificial, entre outros) e um sensor de temperatura exterior. Este método baseia-se numa previsão do comportamento da aeronave para diversos cenários, tendo como base informação proveniente de ensaios em voo, relativa a dados de desempenho da plataforma em análise (LOWRY, 1999). Esta é a prova que o Alfa Extended pode ser alvo desta análise, conseguindo-se retirar dados do seu desempenho num ambiente real de operação.

5.1 Metodologia a aplicar

O método usado de modo a completar com sucesso, o *The Bootstrap Approach* (Figura 69), fundamenta-se em duas fases distintas. A primeira, como já foi referido, baseia-se nos nove parâmetros essenciais, pilares basilares do desenvolvimento com sucesso do método. Durante a etapa inicial, determina-se cada um dos nove parâmetros, seguidamente apresentados, de modo a completar a *Bootstrap Data Plate*, que não é mais do que o preenchimento de incógnitas. Na segunda fase, dá-se o desenvolvimento dos parâmetros encontrados e só depois são elaborados diversos gráficos através de equações constituintes do *The Bootstrap Approach*, caracterizando assim o desempenho da aeronave em questão, no caso específico desta dissertação, o Alfa Extended (PEREIRA, 2013).

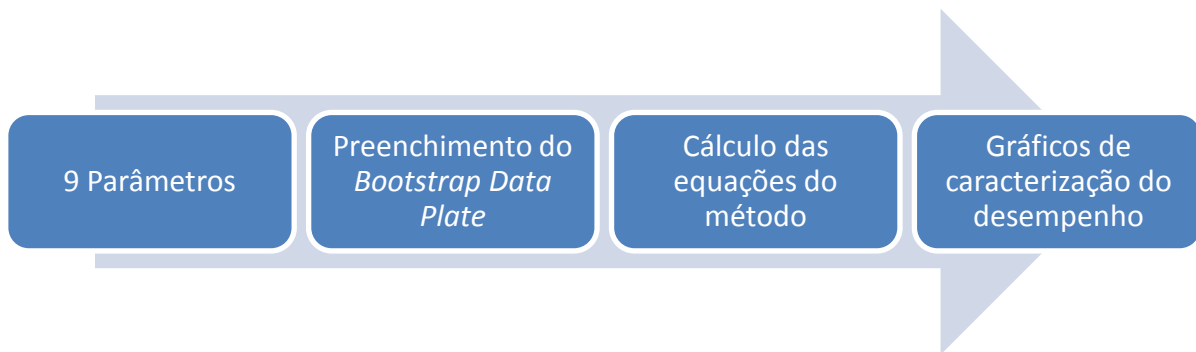


Figura 69: Esquematização do método *The Bootstrap Approach*

Seguindo a linha de raciocínio anterior, primeiramente há que definir os nove parâmetros (LOWRY, 1999):

- Área da Asa, **S** [ft²];
- Alongamento (*Aspect Ratio*), **A**;
- *Rated MSL (Mean Sea Level) Torque*, **M₀** [ft-lbf];
- Diâmetro do Hélice, **d** [ft];
- *Altitude drop-off parameter*, **C**;
- Coeficiente de Resistência Parasita, **C_{Do}**;
- Fator de Eficiência, **e**;
- Inclinação da Polar do Hélice, **m**;
- Intersecção da Polar do Hélice, **b**.

De acordo com Lowry, quatro destas nove incógnitas são retiradas diretamente do manual do avião. Assim sendo, o Alfa Extended, não será exceção, e os parâmetros em questão são: a Área da Asa (**S**); o Alongamento (**A**); o *Rated MSL Torque* (**M₀**); e por último, o Diâmetro do Hélice (**d**).

O alongamento retira-se a partir de:

$$A = \frac{B^2}{S} \quad (11)$$

Em que **B** é a envergadura da aeronave e **S** a sua área alar.

Por definição, **M₀** representa o torque máximo ao nível das águas do mar, podendo ser retirado diretamente do manual do motor da aeronave. Caso este não tenha o valor disponível, poderá ser calculado pela determinação do máximo da seguinte função:

$$M(n) = \frac{P(n)}{2\pi \cdot n} \quad (12)$$

Em que o $P(n)$ é a função da potência ao nível das águas do mar para cada valor de n (RPS) .

No que concerne ao quinto elemento da lista anterior, o *Altitude drop-off parameter* (**C**), segundo o autor, deve ser calculado através da análise do *Right Hand Side* da carta de desempenho do motor. Pode acontecer que os motores operados não tenham sido criados com o propósito de os utilizar em UAV ou outro tipo de aeronaves mais complexas do que um simples aeromodelo, existindo a probabilidade de haver uma lacuna na informação de desempenho do motor por parte dos fabricantes. Neste caso, não será possível efetuar a análise do *Right Hand Side*. Contudo, para situações deste género, em que o motor seja relativamente recente, pode-se considerar o *Altitude drop-off parameter* (**C**)=0,12 (LOWRY, 1999).

Os restantes quatro parâmetros é que são, inequivocamente, considerados os casos mais complexos. De acordo com o autor, para ultrapassá-los: “é necessário uma simples subida, planeio, e testes de performance em voo de nível, ocupando um total de 1h” (LOWRY, 1999).

Segundo este método, os dois primeiros parâmetros que irão ser determinados em voo, o Coeficiente de Resistência Parasita (C_{D0}) e o Fator de Eficiência (e), são conhecidos como parâmetros de resistência. A sua determinação tem como base alguns voos planados do mesmo bloco de altitude (Figura 70). Pretende-se assim, maximizar o valor do produto ($v \cdot \Delta t$) da velocidade (v) pelo intervalo de tempo (Δt), parâmetros estes relativos ao planeio. O produto referido consiste no comprimento da hipotenusa desenhado pela aeronave (UAV) no ar. Ao se maximizar esta hipotenusa, está-se a minimizar o ângulo de descida e pela correção da velocidade do ar indicada para a calibrada, obtém-se, diretamente, a velocidade para melhor planeio V_{bg} (*best glide*), e o correspondente ângulo γ_{bg} (*best glide*).

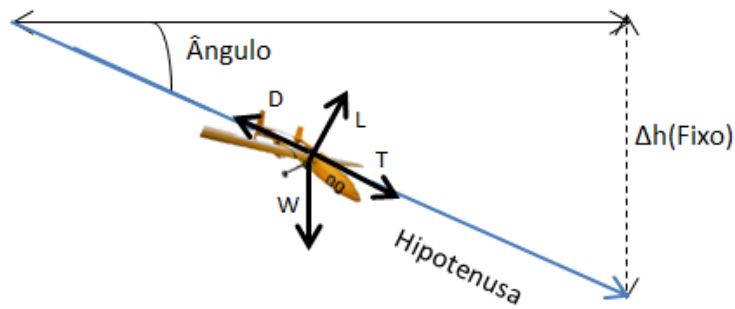


Figura 70: Modo de determinação de C_{D0} e e

Uma vez determinado o V_{bg} e o γ_{bg} , torna-se agora mais simples calcular o Coeficiente de Resistência Parasita (C_{D0}) e o Fator de Eficiência (e). Para tal basta aplicar as seguintes fórmulas:

$$C_{D0} = \frac{W \sin(\gamma_{bg})}{\rho_0 S V_{bg}^2} \quad (13)$$

$$e = \frac{4 C_{D0}}{\pi A \tan(\gamma_{bg})^2 \cos(\theta)^2} \quad (14)$$

W representa a massa da aeronave à descolagem e θ o pranchamento em volta, que à partida será 0, uma vez que é mais simples proceder-se a ensaios retilíneos (sem voltas).

Segue-se agora o cálculo dos restantes parâmetros em falta, nomeadamente a inclinação da polar do hélice (m) e a intersecção da polar do hélice (b).

De modo a encontrar o valor da intersecção da polar do hélice (**b**), deve executar-se uma série de voos de subida de um bloco de altitude constante (Figura 71). Desta vez, pretende-se minimizar o produto (**v. Δt**), ao contrário do que foi feito para se encontrar os parâmetros **C_{D0}** e **e**. Ao ir-se ao encontro da minimização do produto referido anteriormente, é determinada a velocidade para o melhor ângulo de subida **V_x** (neste caso um menor produto, significa uma menor hipotenusa e por conseguinte, para uma mesma altitude, uma maximização do ângulo de subida).

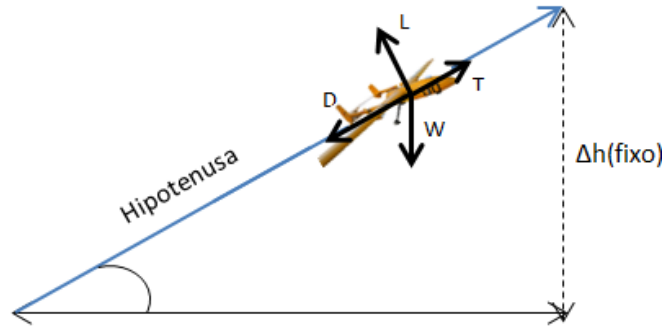


Figura 71: Modo de determinação de **b**

Assim sendo, o parâmetro **b** surge da resolução da seguinte equação:

$$\mathbf{b} = \frac{SC_{D0}}{2d^2} - \frac{2W^2}{\rho^2 d^2 S \pi e A V_x^4} \quad (15)$$

Por fim, e indo de encontro ao último dos parâmetros em falta, inclinação da polar do hélice (**m**), comprova-se que existem duas formas de este ser determinado:

- 1) Perfazer um voo em *full-throttle* de nível, ou seja, com a potência máxima sem ganhar ou perder altitude, de forma a determinar qual a velocidade máxima atingível em nível de voo **V_M**. A determinação de **m** é possível através de:

$$\mathbf{m} = \frac{2n_0 d W^2}{\Phi(\sigma) P_0 \rho S \pi e A} \left(\frac{1}{V_M^2} + \frac{V_M^2}{V_x^4} \right) \quad (16)$$

- 2) Outra das opções acaba por ser um método de tentativa erro, em que se fazem sucessivas subidas do mesmo bloco de altitude, tentando descobrir a

velocidade para a melhor razão de subida, V_y (ROC- *Rate Of Climb*). Essa velocidade será a que fizer a aeronave subir o respetivo bloco no menor tempo possível. Após determinada a velocidade, a inclinação da polar do hélice (m) vem de:

$$m = \frac{2n_0 d W^2}{\Phi(\sigma) P_0 \rho S \pi e A} \left(\frac{3V_y^2}{V_x^4} + \frac{1}{V_y^2} \right) \quad (17)$$

Determinados os nove parâmetros e após ter-se completado o *Bootstrap Data Plate*, dá-se por finalizada a primeira parte do *The Bootstrap Approach*.

Em relação à segunda fase do *The Bootstrap Approach*, como já evidenciado, é a determinação das características de desempenho. É ponto assente que as equações *Bootstrap* resultam de uma análise profunda entre a potência disponível e a potência necessária com a polar linearizada do hélice. Porém, estas características de desempenho, podem ser diversas, desde as velocidades de operação, passando pelo teto máximo, até à eficiência do hélice ao nível das águas do mar (LOWRY, 1999).

Mediante a operação dos UAS do CIAFA, certamente não existirão muitos dados acerca das suas velocidades de operação, e portanto, serão focadas as formas destas serem encontradas segundo o *The Bootstrap Approach*.

Deste modo, as velocidades de operação referidas são:

- Velocidade máxima atingível em voo de nível, V_M :
- Velocidade mínima para manter voo de nível, V_m :
- Velocidade para o melhor ângulo de subida, V_x :
- Velocidade para a melhor razão de subida, V_y :
- Velocidade para o melhor ângulo de planeio, V_{bg} :
- Velocidade para a razão mínima de descida, V_{md} :

Para facilitar os cálculos do método, o próprio autor (LOWRY, 1999), evidência uma série de simplificações matemáticas (cálculos intermédios com parâmetros intermédios) para posteriormente ser mais simples calcular cada uma

das velocidades de operação indicadas. Assim sendo são 8 os parâmetros intermédios, igualmente denominados de parâmetros compostos (LOWRY, 1999):

$$E = \phi(\sigma)E_0 \text{ com } E_0 = \frac{mP_0}{n_0d} \quad (18)$$

$$F = \sigma F_0 \text{ com } F_0 = \rho_0 d^0 b \quad (19)$$

$$G = \sigma G_0 \text{ com } G_0 = \frac{1}{2} \rho_0 S C_{D0} \quad (20)$$

$$H = \left(\frac{W}{W_0}\right)^2 \frac{1}{\sigma} H(\phi) \text{ com } H(\phi) = \frac{2W_0^2}{\rho_0 S \pi e A \cos^2 \phi} \quad (21)$$

$$K = \sigma K_0 \text{ com } K_0 = F_0 - G_0 \quad (22)$$

$$Q = \frac{\phi(\sigma)}{\sigma} Q_0 \text{ com } Q_0 = \frac{E_0}{K_0} \quad (23)$$

$$R = \left(\frac{W}{W_0}\right)^2 \frac{1}{\sigma^2} R(\phi) \text{ com } R(\phi) = \frac{H(\phi)}{K_0} \quad (24)$$

$$U = \left(\frac{W}{W_0}\right)^2 \frac{1}{\sigma^2} U(\phi) \text{ com } U(\phi) = \frac{H(\phi)}{G_0} \quad (25)$$

Ao calcularem-se estes parâmetros compostos, diminui-se consideravelmente as extensas fórmulas para os cálculos das velocidades de operação. Assim, a determinação destas é feita diretamente por fórmulas (PEREIRA, 2013):

- Para a velocidade máxima em nível de voo, ou seja sem perder ou ganhar altitude, V_M :

$$V_M = \sqrt{\frac{-E + \sqrt{E^2 + 4KH}}{2K}} = \sqrt{-\frac{Q}{2} + \sqrt{\frac{Q^2}{4} + R}} \quad (26)$$

- Contrariamente, a velocidade mínima para manter voo de nível, V_m :

$$V_m = \sqrt{\frac{-E + \sqrt{E^2 + 4KH}}{2K}} = \sqrt{-\frac{Q}{2} - \sqrt{\frac{Q^2}{4} + R}} \quad (27)$$

- Quanto à velocidade para o melhor ângulo de subida, V_x :

$$V_x = \left(\frac{-H}{K}\right)^{1/4} = (-R)^{1/4} \quad (28)$$

- Para a velocidade para a melhor razão de subida, V_y :

$$V_y = \sqrt{\frac{-E - \sqrt{E^2 - 12KH}}{6K}} = \sqrt{-\frac{Q}{6} + \sqrt{\frac{Q^2}{36} - \frac{R}{3}}} \quad (29)$$

- Velocidade para o melhor ângulo de planeio, V_{bg} :

$$V_{bg} = \left(\frac{H}{G}\right)^{1/4} = (U)^{1/4} \quad (30)$$

- Por último, a velocidade para a razão mínima de descida, V_{md} :

$$V_{md} = \left(\frac{H}{3G}\right)^{1/4} = \left(\frac{U}{3}\right)^{1/4} \quad (31)$$

Como foi supracitado, o *The Bootstrap Approach* permite nesta segunda fase, determinar mais características de desempenho além das que foram acima referidas. Possibilita determinar três potências diferentes: a disponível, a necessária e a em excesso. Além destas permite também o cálculo das duas forças que interagem em sentidos opostos, a propulsora e a de resistência, e ainda razões de subida e planeio, bem como os seus melhores ângulos. Resta apresentar fórmulas correspondentes (PEREIRA, 2013):

- Potência disponível:

$$P_a = TV = EV + FV^3 \quad (32)$$

- Potência necessária:

$$P_r = DV = GV^3 + \frac{H}{V} \quad (33)$$

- Potência em excesso:

$$P_{xs} = P_a - P_r = EV + KV^3 - \frac{H}{V} \quad (34)$$

- Força propulsora total (Thrust):

$$T(V) = E + FV^3 \quad (35)$$

- Resistência total (Drag):

$$D(V) = D_p(V) + D_i(V) = GV^2 + \frac{H}{V^2} \quad (36)$$

- Razão de subida (ROC):

$$ROC(V) = \frac{EV + KV^3 - \frac{H}{V}}{W} \quad (37)$$

- Razão de planeio (ROS):

$$ROS(V) = \frac{-GV^3 - \frac{H}{V}}{W} \quad (38)$$

- Melhor ângulo de subida:

$$\gamma_x = \sin^{-1} \left(\frac{E - 2\sqrt{-KH}}{W} \right) \quad (39)$$

- Melhor ângulo de descida:

$$\gamma_{bg} = -\sin^{-1} \left(\frac{2\sqrt{GH}}{W} \right) \quad (40)$$

Finalizada a segunda fase do *The Bootstrap Approach*, encontram-se inúmeros dados referentes ao desempenho da aeronave em poucos voos e, diretamente, na aplicação em fórmulas derivadas da potência necessária e disponível com a polar linearizada do hélice (LOWRY, 1999).

5.2 Aplicação ao Alfa Extended

Está provado que a aplicação deste método é compatível com o Alfa Extended. Indo ao encontro das fases de execução do projeto, é possível desde já preencher alguns dos nove parâmetros que compõem a *Bootstrap Data Plate*, sendo eles:

- Área da Asa, **S**;
- Alongamento (*Aspect Ratio*), **A**;
- *Rated MSL Torque*, **M₀**;
- Diâmetro do Hélice, **d**;
- *Altitude drop-off parameter*, **C**;

- Coeficiente de Resistência Parasita, **C_{Do}** ;
- Fator de Eficiência, **e** ;
- Inclinação da Polar do Hélice, **m** ;
- Intersecção da Polar do Hélice, **b** .

Mediante os dados existentes do Alfa extended tem-se:

- Área da Asa, **S** :
 $1,05 \text{ m}^2 = 11,3 \text{ ft}^2$;
- Alongamento (*Aspect Ratio*), **A** :
 $11,4$ (considerando **B** = 3,46m e **S** = $1,05 \text{ m}^2$);
- *Rated MSL Torque*, **M_o** :
Dependente do motor ($1,23 \text{ N.m} = 0,91 \text{ ft-lbf}$ para ZG20; $1,5 \text{ N.m} = 1,11 \text{ ft-lbf}$ para ZG26; $2,3 \text{ N.m} = 1,7 \text{ ft-lbf}$ para 3W);
- Diâmetro do Hélice, **d** :
Primeiro número da nomenclatura do hélice que está em polegadas, e portanto convertido em pés [ft];
- *Altitude drop-off parameter*, **C** :
Considera-se todos os motores acima mencionados como motores modernos, e portanto **C** =0,12.

Deste modo, bastam apenas os ensaios em voo para que se consiga aplicar todo o método, e assim fazer a análise do desempenho da aeronave, contudo, esta análise é relativa ao motor operado, tendo que se repetir pelo menos três vezes o processo de testes em voo para se ter a *performance* da aeronave associada a cada um dos três motores.

6 Conclusões

O objetivo primordial desta dissertação de mestrado é a “Caracterização do sistema de propulsão do UAS ANTEX-X02”. Neste sentido iniciou-se o estudo à existência de legislação que regule os requisitos de aeronavegabilidade para UAS, especificamente os da classe onde se enquadra o Alfa Extended, portanto a classe I. Conclui-se assim que a publicação que mais se adequa é o STANAG 4703 da NATO, não só para seguir os requisitos que dizem respeito ao sistema propulsor como os que respeitam a todo o UAS *de per si*. Contudo há que ter em conta que o ANTEX-X02 Alfa Extended é considerado uma aeronave não tripulada de pequeno porte e como tal, de acordo com a AAN, fica isento de certificação de aeronavegabilidade, mas dependente de uma permissão de voo (Licença Especial de Aeronavegabilidade).

No que concerne aos motores operados no Alfa Extended, as conclusões serão apresentadas em relação a cada um deles.

Para o motor ZG20, testaram-se seis hélices. Destes testes, concluiu-se que um dos hélices testados, o 17x8 da APC, não deverá ser utilizado pelo CIAFA, pois o motor não consegue garantir a velocidade de rotação normalmente utilizada em operação. Depreende-se ainda através da comparação feita entre dois hélices com as mesmas dimensões mas de marcas diferentes (16x8 APC e GRAUPNER), que o da marca recomendada pelo fabricante do motor (APC), prevalece à outra alternativa, gerando mais impulso. Tendo em conta as limitações de torque gerado pelo motor, então o melhor hélice é o 16x8 APC.

Em relação aos consumos horários, nas RPM de operação, estes deverão rondar entre os 0,4 l/h e 0,9 l/h. Já as temperaturas da cabeça do cilindro medeiam entre 140°C e 210°C.

Por fim, em relação ao consumo específico, a gama de operação de RPM coincide com a zona de maior eficiência para a operação com o hélice 16x8 APC (6000 RPM), caracterizada pelos menores valores de consumo específico.

No motor ZG26 foram testados um total de quatro hélices. Conclui-se que para as rotações de operação do motor do UAS, apenas se deverá utilizar o hélice 16x8L MENZ-S, hélice este que não é mencionado pelo fabricante, e foi

testado a título adicional, considerando-o como referência para uma futura operação. Apesar da análise ao torque fazer crer que o motor ZG26 não seria capaz debitar a potência suficiente quando acoplado o hélice 17x8L da MENZ-S (vide Figura 55), na prática tal não se verificou, o que leva a concluir que o fabricante indicou um torque máximo para este motor, abaixo do que se verifica.

Relativamente aos consumos horários, no intervalo de RPM de operação, estes situam-se entre 1,1 l/h e 1,25 l/h, sendo que as temperaturas medidas da cabeça do cilindro rondam entre os 95°C e os 175°C.

Na análise do consumo específico, em que é possível perceber as RPM de maior eficiência do motor para o hélice testado (17x8L MENZ-S), verifica-se que o regime de funcionamento mais eficiente do motor (7200 RPM) se encontra situado para lá do intervalo de funcionamento deste (5000 a 7000 RPM).

O último motor caracterizado foi o 3W no qual foram testados cinco hélices, sendo que apenas quatro respeitaram o torque máximo do motor. Para os dois hélices com a mesma designação, mas de fabricantes diferentes (16x10 APC e GRAUPNER) verifica-se que, apesar do fabricante não fazer menção, o 16x10 APC revela-se mais efetivo gerando maior força propulsora. Porém, o hélice que gerou maior força propulsora dentro deste grupo foi o 18x10 GRAUPNER.

No setor dos consumos horários, verificou-se que estes variam entre 1,4 l/h e 1,75 l/h, uma vez mais para o intervalo de funcionamento do motor, tendo também as suas temperaturas variado entre os 100°C e os 160°C. Tais valores não se coadunam com as temperaturas da cabeça do cilindro, definidas pelo fabricante, pois esse refere que durante a operação são aconselhadas temperaturas de funcionamento entre 180°C e 220°C, de forma a evitar a formação de depósitos de carvão.

Por fim, resta realçar a compatibilidade do *The Bootstrap Approach* para aplicação no Alfa Extended, sendo este método muito fiável, uma vez que se conseguem determinar os parâmetros de desempenho em ambiente de operação real.

Deste modo atingiram-se todos os objetivos propostos, compilando um pequeno manual de operação dos três motores retratados. Nesse compêndio, é

possível encontrar as características principais de cada motor, de modo a melhorar as suas operações e permitindo um acesso mais rápido às informações essenciais, constituindo-se como uma alternativa às publicações originais.

6.1 Trabalhos Futuros

No sentido de dar continuidade à temática e âmbito abordados nesta tese, aconselha-se a realização de dois trabalhos.

O primeiro consiste em dar continuidade ao que foi referido no capítulo 5, a aplicação do método *The Bootstrap Approach*. A determinação dos parâmetros de desempenho do binómio plataforma/motor são uma mais-valia para uma operação mais eficiente. Assim, quanto mais fidedignos e mais próximos da operação forem, mais realistas serão os resultados. Aconselha-se por isso, a aplicação prática do *The Bootstrap Approach* ao ANTEX-X02 Alfa Extended.

A segunda recomendação vai de encontro à replicação dos testes efetuados nesta dissertação, mas com uma metodologia diferente. Esta consiste numa análise mantendo a velocidade de funcionamento do motor constante (dentro do intervalo de operação), fazendo variar a velocidade do escoamento no túnel de vento. Assim garantir-se-á um maior espetro de razão de avanço e por conseguinte, será possível analisar mais parâmetros do sistema propulsor.

7 Bibliografia

3W. 2012. Classic 3W-28i: Katalog: 3W-28i. *3W engines & airplanes*. [Online] 2012. [Citação: 19 de Fevereiro de 2015.] <http://www.3w-modellmotoren.com/katalog/motoren-classic-27/3w-28i.html>.

3W MODELLMOTOREN GMBH. 2013. *3W 28i- Operation manual*. Rödermark : Qualitätsmanagement 3W, 2013.

AAN, Autoridade Aeronáutica Nacional. 2013. *Circular Nº1/13*. Alfragide : AAN, 2013.

Academia da Força Aérea. 2015. Dissertações- Academia da Força Aérea. *Academia da Força Aérea*. [Online] 2015. [Citação: 21 de Fevereiro de 2015.] <http://www.emfa.pt/www/po/unidades/datapage-10D00-001>.

ALFRED, C., BLAKE, J. e GAUTHIER, W. 2012. *Small Gas Engines*. 10ª. Illinois : Goodheart-Willcox Company, Inc., 2012.

AUSTIN, R. 2010. *Unmanned Aircraft Systems: UAVS design, development and deployment*. United Kingdom : John Wiley & Sons, 2010.

BARNHART, R. K., et al. 2012. *Introduction To Unmanned Aircraft Systems*. New York : CRC Press, 2012.

CABRAL, T. 2015. *Aeronavegabilidade para o Alfa Extended*. [entrev.] ASP.PEREIRA. Núcleo de Aeronavegabilidade, Alfragide, 25 de Março de 2015.

CADETE, B. 2013. *Propulsão - Aula 6*. Sintra : Academia da Força Aérea, 2013.

CADETE, B. 2013. *Propulsão- Aula 15*. Sintra : Academia da Força Aérea, 2013.

CIAFA. 2013. Centro de Investigação- Academia da Força Aérea. *Academia da Força Aérea*. [Online] 22 de Julho de 2013. [Citação: 30 de Junho de 2014.] <http://www.emfa.pt/www/po/unidades/subPagina-10D00-019.005.006-centro-de-investigacao>.

—. 2013. Sharky1_40. *Força Aérea Portuguesa*. [Online] 12 de Novembro de 2013. [Citação: 15 de Fevereiro de 2015.]

http://www.emfa.pt/www/conteudos/galeria/noticias/2013/novembro/fap-participa-no-projeto-europeu-galileo/sharky1_40.JPG.

COSTA, M., et al. 2009. *Motores de Combustão Interna*. Porto : FEUP, 2009.

DESERT AEROSPACE LLC. 2012. PBS Turbines. *Desert Aerospace*. [Online] 14 de Julho de 2012. [Citação: 21 de Fevereiro de 2015.] <http://www.desertaerospace.com/turbines.html>.

DONALDSON, P., DOYLE, S. e LAKE, D. 2007. *Unmanned Vehicles Handbook 2008*. United Kingdom : The Shephard Press, 2007.

EASA. 2009. *Airworthiness Certification of Unmanned Aircraft Systems (UAS)*. Germany : European Aviation Safety Agency, 2009.

—. **2010.** *CS-E Certification Specifications For Engines*. s.l. : EASA, 2010.

FLOW, Technology. 2011. *Omniflo- Turbine Flowmeters*. USA : FTI Flow Technology, Inc, 2011.

FONSECA, C. 2010. *Bancada de Testes para Motores de UAV*. Sintra : Academia da Força Aérea, 2010.

FORÇA AÉREA. 2015. Missão- Força Aérea Portuguesa. *Força Aérea Portuguesa*. [Online] 2015. [Citação: 22 de Fevereiro de 2015.] <http://www.emfa.pt/www/pagina-001>.

—. **2014.** UAV em missão no Mar Português- Força Aérea Portuguesa. *Força Aérea Portuguesa*. [Online] 08 de Maio de 2014. [Citação: 16 de Janeiro de 2015.] <http://www.emfa.pt/www/noticia-569-uav-em-missao-no-mar-portugues>.

GONÇALVES, P. 2014. *Applied Reliability Symposium*. Sintra : CIAFA, 2014.

HACKER BRUSHLESS MOTORS. 2010. *Operating Instructions for A60- Motors*. Deutschland : Hacker Motor GmbH, 2010.

HACKER. 2014. HACA60-18M HACKER A60-18M. *Graves RC*. [Online] 2014. [Citação: 15 de Fevereiro de 2015.] <http://www.gravesrc.com/haca60-18m-hacker-a60-18m.html>.

HADDON, D. 2009. *Airworthiness Certification of Unmanned Aircraft Systems (UAS)*. Germany : European Aviation Safety Agency, 2009.

HADDON, D. R. e WHITTAKER, C. J. 2002. *AIRCRAFT AIRWORTHINESS CERTIFICATION STANDARDS FOR CIVIL UAVs*. United Kingdom : Civil Aviation Authority, 2002.

HUGHES, A. 2006. *Electric Motors and Drives*. Great Britain : Elsevier Ltd, 2006.

JAPCC, Joint Air Power Competence Centre. 2010. *Strategic Concept of Employment for Unmanned Aircraft Systems in NATO*. Kalkar : JAPCC, 2010.

JEPPESEN. 2001. *Joint Aviation Authorities Airline Transport Pilot's Licence*. Germany : Civil Aviation Authority, 2001.

KELLEY, M. B. 2012. New Generation Of US Nuclear-Powered Drones Would Be Able To Fly For Months Without Refueling- Business Insider. *Business Insider*. [Online] 2 de Abril de 2012. [Citação: 28 de Janeiro de 2015.] <http://www.businessinsider.com/new-generation-of-us-nuclear-powered-drones-would-be-able-to-fly-for-months-without-refueling-2012-4>.

LAPLACE. 2009. Otto-real.png. *Departamento de Fisica Aplicada III- Universidade de Sevilha*. [Online] 04 de Maio de 2009. [Citação: 31 de Janeiro de 2015.]

LOWRY, J. T. 1999. *Performance of Light Aircraft*. United States of America : American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1999.

MACHADO, R. 2009. *Aeronavegabilidade e Certificação de Aeronaves Militares da Força Aérea Portuguesa*. Sintra : Academia da Força Aérea, 2009.

MCCORMICK. 2007. UNIFIED PROPULSION LECTURE #1. *Massachusetts Institute of Technology*. [Online] 03 de Setembro de 2007. [Citação: 24 de Fevereiro de 2015.] <http://web.mit.edu/16.unified/www/SPRING/propulsion/UnifiedPropulsion7/UnifiedPropulsion7.htm>.

MILITARY AIRWORTHINESS AUTHORITIES. 2009. *THE EUROPEAN HARMONIZED MILITARY AIRWORTHINESS BASIC FRAMEWORK*. s.l. : European Defence Agency, 2009.

NATO. 2014. *LIGHT UNMANNED AERIAL VEHICLE SYSTEMS AIRWORTHINESS REQUIREMENTS*. s.l. : NATO STANDARDIZATION AGENCY (NSA), 2014.

—. **2009.** *STANAG 4671 - UNMANNED AERIAL VEHICLE SYSTEMS AIRWORTHINESS REQUIREMENTS (USAR)*. Belgium : NATO Standardization Agency, 2009.

NETTO, L. 2011. Motores Elétricos- Feira de Ciências...O Ímperdivel! *Feira de Ciências*. [Online] 2011. [Citação: 22 de Fevereiro de 2015.] http://www.feiradeciencias.com.br/sala22/image22/teoria22_02.gif .

PEREIRA, B. 2013. *Caracterização do Desempenho do DHC Chipmunk Mk 20 Utilizando a Metodologia “ The Bootstrap Approach”*. Sintra : Academia da Força Aérea, 2013.

PEREIRA, E. 2013. *Cooperative Control of UAVs- A mixed-initiative approach*. Sintra : Portuguese Air Force Academy, 2013.

PORTAL GESTÃO. 2015. Qual é a diferença entre eficiência e eficácia? *Portal Gestão*. [Online] 2015. [Citação: 27 de Fevereiro de 2015.] <https://www.portal-gestao.com/item/6196-qual-%C3%A9-a-diferen%C3%A7a-entre-efici%C3%Aancia-e-efic%C3%A1cia.html>.

RODRIGUES, L. 24. Capítulo 3 – Grupo Moto-Propulsor. *TAPERÁ Aerodesign*. [Online] 2009 de Agosto de 24. [Citação: 2015 de Fevereiro de 24.] http://www.engbrasil.eng.br/index_arquivos/cap3.pdf.

ROSA, V. 2014. *Engenheiro Chefe do Departamento de Aeronavegabilidade do INAC*. [entrev.] André ASP.PEREIRA. 2014 de Novembro de 2014.

SILVA, C. 2015. *Parâmetros do UAS Alfa Extended*. [entrev.] André ASP.PEREIRA. 24 de Fevereiro de 2015. Responsável Núcleo de Operações do CIAFA.

SPAKOVSKY, Z. 2007. 11.7 Performance of Propellers. *Massachusetts Institute of Technology*. [Online] 03 de Setembro de 2007. [Citação: 2015 de Fevereiro de 24.] <http://web.mit.edu/16.unified/www/FALL/thermodynamics/notes/node86.html>.

THAI TECHNICS. 2002. Aircraft Propeller Introduction. *Thai Technics.com*. [Online] 2002. [Citação: 22 de Fevereiro de 2015.] http://www.thaitechnics.com/propeller/prop_intro.html.

THERMOMETRICS CORPORATION. 2013. Thermocouple- Thermocouple Types- J, K, E, T, N, B, R, S. *Thermometrics- Precision Temperature Sensors*. [Online] 2013. [Citação: 11 de Fevereiro de 2015.] <http://www.thermometricscorp.com/thermocouple.html>.

TONI CLARK. 2006. *Instructions Titan ZG 20*. Lübbecke : Toni Clark practical scale GmbH, 2006.

—. **2006.** *Instructions Titan ZG 26SC*. Lübbecke : Toni Clark practical scale GmbH, 2006.

—. **2013.** Titan ZG26SC, 25.5ccm. *Toni Clark Pratical Scale*. [Online] 1 de Maio de 2013. [Citação: 19 de Fevereiro de 2015.] http://www.toni-clark.com/english/motoren/zg26/popup_zg26x.html.

—. **2013.** Zenoah G20EI or Titan ZG20. *Toni Clark- Pratical Scale*. [Online] 1 de Maio de 2013. [Citação: 19 de Fevereiro de 2015.] http://www.toni-clark.com/english/motoren/zg20/popup_zg20x.html.

U.S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION. 2012. *Aviation Maintenance Technician Handbook–Powerplant*. s.l. : Federal Aviation Administration, 2012.

UAV FACTORY. 2008. UAV Factory- Unmanned Platforms and Subsystems. *UAV Factory*. [Online] 2008. [Citação: 19 de Fevereiro de 2015.] <http://www.uavfactory.com/product/27>.

UAV. 2005. The UAV- Unmanned Aerial Vehicle. *The UAV*. [Online] 2005. [Citação: 13 de Dezembro de 2014.] <http://theuav.com/index.html>.

UK, Drone Wars. 2012. Mapping Drone Proliferation: UAVs in 76 Countries. *Global Research- Centro for Research on Globalization*. [Online] 18 de Setembro de 2012. [Citação: 24 de Novembro de 2014.] <http://www.globalresearch.ca/mapping-drone-proliferation-uavs-in-76-countries/5305191#GAOlist>.

UND. 2011. Reference Section- UAS Engines. *UND Aerospace- University of North Dakota*. [Online] 2011. [Citação: 20 de Fevereiro de 2015.] http://media.aero.und.edu/uasresearch.org/documents/195-197_Reference-Section_Engines.pdf .

VORKOETTER, S. 2002. Propeller Basics. *Stefanv.com*. [Online] Março de 2002. [Citação: 22 de Fevereiro de 2015.] <http://www.stefanv.com/quiet/2002-03/figure2.gif>

Anexo A

Este documento não substitui, de forma alguma, as publicações em vigor de cada motor. É uma mera ajuda para o pessoal das operações (20 de março de 2015)

Toni Clark- Zenoah Titan ZG20



Massa: 1,240kg

Cilindrada: 20,1cm³

Potência máxima: 1,73hp

Sentido de rotação: Horário

Ignição: Bateria *single LiPo cell* de 2000 a 2500mAh, 3,7 a 4,8V

Vela de ignição: *Champion Y82*

Óleo lubrificante: *BEL-RAY H1R*

Rácio de mistura: 1:50, 1:40 para outros óleos lubrificantes

Hélices:

- APC- 16x8, N17x8 e 15x10
- MENZ-S- 15x8, 16x6 e 16x8
- *Carbon Fiber- Super Silence:* 15x11, 16x8 Pro, 16x10 ou 15x11 (3 pás)

Toni Clark- Zenoah ZG26SC



Massa: 1,425kg

Cilindrada: 25,4cm³

Potência máxima: 2,2hp

Sentido de rotação: Anti-horária

Ignição: Magneto

Vela de ignição: *Champion RZ7C*

Óleo lubrificante: *BEL-RAY H1R*

Rácio de mistura: 1:50, 1:40 para os outros óleos lubrificantes

Hélices MENZ-S:

- Modelos lentos: 18x6L, 18x8L
- 17x8, 16x10L
- Qualquer outro hélice que num ensaio estático permita supere 7000 RPM

3W- 3w28i



Massa: 1,2kg

Cilindrada: 28cm³

Potência máxima: 3,35hp

Sentido de rotação: Horário

Ignição: Bateria *Lipo (2 cells)* ou *NiCd (5 cells)* de 6 a 8,4V de 1700 mAh.

Vela de ignição: *NGK CM-6*

Óleo lubrificante: 3W 2-stroke

Rácio de mistura: 1:50 do óleo recomendado ou de qualquer outro sintético de alta qualidade para motores a dois tempos

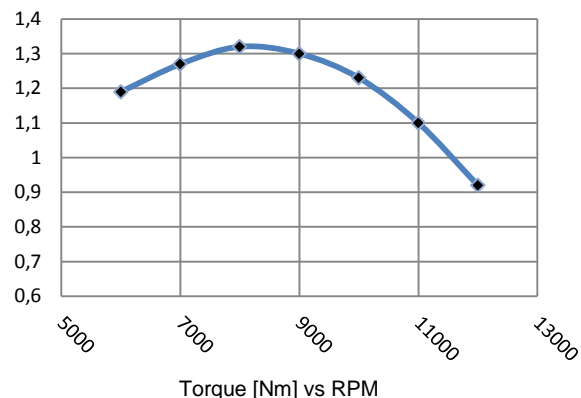
Hélices:

- Duas pás: 16x10, 18x8, 18x10, 16x10, 18x8, 18x10, 20 x 8
- Três pás: 16 x 8; 16 x 10

Anexo A

Este documento não substitui, de forma alguma, as publicações em vigor de cada motor. É uma mera ajuda para o pessoal das operações (20 de março de 2015)

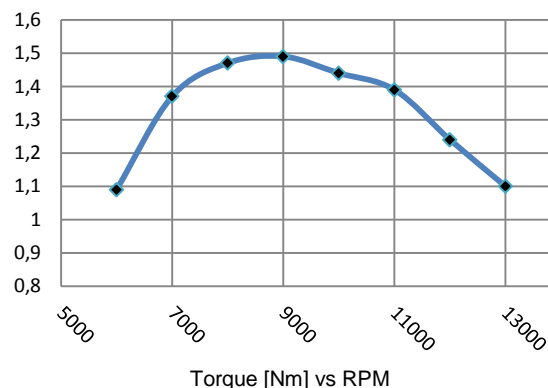
Torque vs RPM:



Rodagem:

- Hélice: MENZ-S 18x6 ou menor
- Mistura: 1:40 de óleo recomendado, 1:30 de qualquer outro óleo
- Nos primeiros 0,5l de mistura consumida deverá manter-se um voo com curtos períodos de *full throttle* e longos em *idle*, nunca operando durante longos períodos acima de $\frac{3}{4}$ de *throttle*
- A partir deste meio litro e durante mais 2l desta mistura, deverá aumentar-se gradualmente os períodos de *full throttle*
- Após a conclusão dos passos anteriores, considera-se a rodagem do motor completa

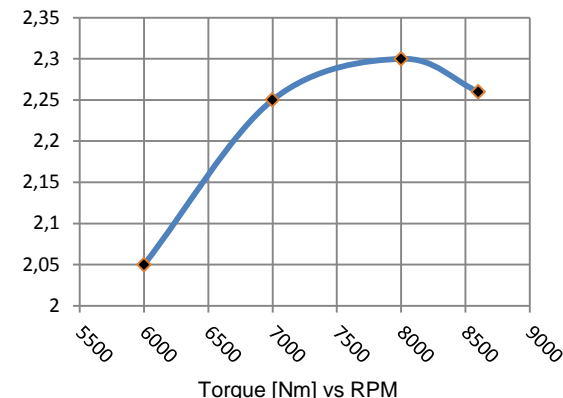
Torque vs RPM:



Rodagem:

- Hélice: MENZ-S 18x6 ou menor
- Mistura: 1:40 de óleo recomendado, 1:30 de qualquer outro óleo
- Nos primeiros 0,5l de mistura consumida deverá manter-se um voo com curtos períodos de *full throttle* e longos em *idle*, nunca operando durante longos períodos acima de $\frac{3}{4}$ de *throttle*
- A partir deste meio litro e durante mais 2l desta mistura, deverá aumentar-se gradualmente os períodos de *full throttle*
- Após a conclusão dos passos anteriores, considera-se a rodagem do motor completa

• Torque vs RPM:



Rodagem:

- Hélice: Baixo diâmetro e passo
- Mistura: 1:30 ou 1:32 de óleo MINERAL
- Operar o motor entre 2000 e 2500 RPM durante 4 horas em bancada de testes
- Rodagem considera-se completa após a conclusão dos passos anteriores, apesar de esta na realidade efetuar-se após 12 a 20 horas de operação do motor

⚠ O rigoroso cumprimento da razão de mistura de combustível é essencial à extensão da vida útil e bom funcionamento dos motores. (Aplicável a todos os três motores)